

SVEUČILIŠTE U ZAGREBU  
FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE

# ZAVRŠNI RAD

**Antonio Jurišić**

Zagreb, 2017.

SVEUČILIŠTE U ZAGREBU  
FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE

# ZAVRŠNI RAD

Mentor:

Prof. dr. sc. Danko Čorić

Student:

Antonio Jurišić

Zagreb, 2017.

## IZJAVA

*Izjavljujem da sam ovaj rad izradio samostalno koristeći znanja stečena na Fakultetu strojarstva i brodogradnje služeći se navedenom literaturom.*

*Antonio Jurišić*

## ZAHVALA

*Zahvaljujem mentoru prof. dr. sc. Danku Ćoriću na pomoći i savjetima koje mi je dao za izradu ovog rada.*

*Zahvaljujem djelatnicima Laboratorija za toplinsku obradu i Laboratorija za mehanička ispitivanja koji su mi pomogli u eksperimentalnom dijelu rada.*

*Antonio Jurišić*



SVEUČILIŠTE U ZAGREBU  
**FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE**  
Središnje povjerenstvo za završne i diplomske ispite  
Povjerenstvo za završne i diplomske ispite studija zrakoplovstva



Sveučilište u Zagrebu Fakultet strojarstva i brodogradnje	
Datum	Prilog
Klasa:	
Ur.broj:	

## ZAVRŠNI ZADATAK

Student: **ANTONIO JURIŠIĆ**

Mat. br.: 0035198669

Naslov rada na hrvatskom jeziku: **UTJECAJ DOZRIJEVANJA NA SVOJSTVA ALUMINIJEVE LEGURE**

Naslov rada na engleskom jeziku: **AGING EFFECT ON THE PROPERTIES OF ALUMINIUM ALLOY**

Opis zadatka:

Aluminijeve legure su važan konstrukcijski materijal u modernom zrakoplovstvu koji tradicionalno prevladava u konstrukcijama putničkih zrakoplova. Svojstva aluminijevih materijala mogu varirati u širokom rasponu kao rezultat kemijskog sastava i mikrostrukturnog stanja na koje je moguće utjecati toplinskom obradom. Mehanizmom toplinskog očvršćivanja putem rastopnog žarenja i dozrijevanja moguće je poboljšati mehaničku otpornost aluminijevih legura i time omogućiti njihovu primjenu u uvjetima većih eksploatacijskih opterećenja.

U radu je potrebno:

1. navesti najvažnija svojstva aluminijevih legura i istaknuti njihove prednosti u zrakoplovstvu;
2. navesti osnovne skupine aluminijevih legura s posebnim osvrtom na legure serija 2XXX, 7XXX i 8XXX;
3. opisati mehanizme očvršćivanja ovih legura;
4. navesti primjere primjene aluminijevih legura u zrakoplovstvu;
5. provesti toplinsko očvršćivanje raspoloživih uzoraka uz različite režime obrade;
6. ispitati mehanička svojstva toplinski obrađenih uzoraka;
7. analizirati dobivene rezultate i donijeti odgovarajuće zaključke.

U radu navesti korištenu literaturu i eventualno dobivenu pomoć.

Zadatak zadan:

30. studenog 2016.

Zadatak zadao:

Prof. dr. sc. Danko Ćorić

Rok predaje rada:

1. rok: 24. veljače 2017.

2. rok (izvanredni): 28. lipnja 2017.

3. rok: 22. rujna 2017.

Predviđeni datumi obrane:

1. rok: 27.2. - 03.03. 2017.

2. rok (izvanredni): 30. 06. 2017.

3. rok: 25.9. - 29. 09. 2017.

Predsjednik Povjerenstva:

Prof. dr. sc. Ivica Smojver

## SADRŽAJ

<b>POPIS SLIKA.....</b>	<b>II</b>
<b>POPIS TABLICA.....</b>	<b>IV</b>
<b>POPIS OZNAKA.....</b>	<b>V</b>
<b>1. UVOD.....</b>	<b>1</b>
<b>2. SVOJSTVA ZRAKOPLOVNIH MATERIJALA.....</b>	<b>4</b>
<b>3. OPĆA SVOJSTVA ALUMINIJA.....</b>	<b>9</b>
3.1 Tehnički aluminij .....	10
<b>4. ALUMINIJEVE LEGURE.....</b>	<b>11</b>
4.1 Opća svojstva .....	11
4.2 Podjela aluminijevih legura.....	12
4.3 Označavanje aluminijevih legura .....	13
4.4 Mehanizmi očvršnuća aluminijevih legura .....	15
4.4.1 Očvršćivanje hladnom deformacijom.....	16
4.4.2 Precipitacijsko očvršnuće.....	16
4.5 Primjena Al-legura za gnječenje u zrakoplovstvu.....	20
4.5.1 Durali – legure serije 2XXX.....	21
4.5.2 Konstrukti – legure serije 7XXX .....	23
4.5.3 Legure serije 8XXX .....	25
4.6 Al-legure za lijevanje .....	26
<b>5. EKSPERIMENTALNI DIO.....</b>	<b>27</b>
5.1 Rezanje uzoraka i njihovo označavanje .....	27
5.2 Analiza kemijskog sastava .....	28
5.3 Brušenje i poliranje uzoraka.....	31
5.4 Rastopno žarenje i dozrijevanje .....	32
5.5 Mjerenje tvrdoće .....	35
<b>6. ZAKLJUČAK.....</b>	<b>45</b>
<b>LITERATURA .....</b>	<b>46</b>
<b>PRILOG .....</b>	<b>47</b>

## POPIS SLIKA

Slika 1. Fokker D.VII iz I. Svjetskog rata .....	1
Slika 2. Junkers J-1 prvi avion potpuno metalne konstrukcije .....	2
Slika 3. Messerschmitt Bf 109 .....	2
Slika 4. Britanski Supermarine Spitfire.....	2
Slika 5. Airbus A330-300.....	3
Slika 6. Boeing 787 Dreamliner .....	3
Slika 7. Wöhlerova krivulja za aluminijevu leguru i kompozitne materijale /4/ .....	6
Slika 8. Granica razvlačenja i korozijska otpornost za različito termomehanički obrađene Al-legure serije 7XXX /5/ .....	7
Slika 9. Plošno centrirana kubična (FCC) kristalna rešetka .....	10
Slika 10. Udio materijala u konstrukciji Airbusovih zrakoplova /7/.....	12
Slika 11. Dijagram stanja i opći postupak precipitacijskog očvršnuća /1/ .....	17
Slika 12. Tipovi precipitata /2/ .....	19
Slika 13. Kronološki razvoj gnječenih Al-legura za primjene u zrakoplovstvu /8/ .....	20
Slika 14. Primjena Al-legure u zrakoplovu A380-800 /1/ .....	21
Slika 15. Primjena aluminija u zrakoplovnim konstrukcijama .....	22
Slika 16. Primjena konstruktala u zrakoplovnim konstrukcijama.....	24
Slika 17. Helikopter Westland-Augusta EH-101 /9/ .....	26
Slika 18. Rezanje i označavanje uzoraka .....	27
Slika 19. Skenirajući elektronski mikroskop.....	28
Slika 20. Prikaz rada i dijelova SEM-a .....	29
Slika 21. Komora za uzorak, SEM .....	29
Slika 22. Položaj analiziranog mjesta.....	30
Slika 23. EDS analiza.....	31
Slika 24. Uređaj za brušenje i poliranje .....	32
Slika 25. Dijagram stanja Al-Cu .....	32
Slika 26. Dijagram stanja Al-Mg .....	33
Slika 27. Elektropeć-otporna peć za toplinsku obradu.....	34
Slika 28. Vickersova metoda ispitivanja tvrdoće .....	35
Slika 29. Tvrdomjer Indentec .....	36

Slika 30. Vrijednosti tvrdoće uzoraka dozrijevanja na 130°C nakon homogenizacije pri 525°C/1h.....	37
Slika 31. Vrijednosti tvrdoće uzoraka dozrijevanja na 160°C nakon homogenizacije pri 525°C/1h.....	38
Slika 32. Vrijednosti tvrdoće uzoraka dozrijevanja na 190°C nakon homogenizacije pri 525°C/1h.....	38
Slika 33. Usporedba tvrdoća u ovisnosti o temperaturi i trajanju dozrijevanja .....	39
Slika 34. Dijagramski prikaz ovisnosti tvrdoće o vremenu dozrijevanja.....	39
Slika 35. Vrijednosti tvrdoće uzoraka dozrijevanja na 130°C nakon homogenizacije pri 560°C/2h.....	40
Slika 36. Vrijednosti tvrdoće uzoraka dozrijevanja na 160°C nakon homogenizacije pri 560°C/2h.....	41
Slika 37. Vrijednosti tvrdoće uzoraka dozrijevanja na 190°C nakon homogenizacije pri 560°C/2h.....	41
Slika 38. Usporedba tvrdoća u ovisnosti o temperaturi i trajanju dozrijevanja .....	42
Slika 39. Dijagramski prikaz ovisnosti tvrdoće o vremenu dozrijevanja.....	42
Slika 40. Usporedba tvrdoće uzoraka homogeniziranih na različitim temperaturama i trajanju .....	43
Slika 41. Prikaz normalnog i povećanog zrna.....	43



## POPIS TABLICA

Tablica 1. Vrijednosti specifične krutosti i čvrstoće različitih materijala.....	8
Tablica 2. Fizikalna i mehanička svojstva aluminija .....	9
Tablica 3. Označavanje Al-legura za gnječenje .....	13
Tablica 4. Podjela Al-legura za gnječenje prema načinu očvrnuća .....	15
Tablica 5. Mehanička svojstva Al-legure serije 2XXX .....	23
Tablica 6. Mehanička svojstva Al-legure serije 7XXX .....	24
Tablica 7. Rezultati kemijskog sastava .....	31
Tablica 8. Temperaturno-vremenski režim dozrijevanja uzoraka.....	34
Tablica 9. Vrijednosti tvrdoće uzoraka rastopno žarenih na 525°C/1h.....	36
Tablica 10. Vrijednosti tvrdoće uzoraka rastopno žarenih na 560°C/2h.....	37
Tablica 11. Vrijednosti tvrdoće uzoraka koji nisu dozrijevani nakon homogenizacije pri 525°C/1 h.....	47
Tablica 12. Vrijednosti tvrdoće uzoraka dozrijevanih na 130°C nakon homogenizacije pri 525°C/1 h.....	47
Tablica 13. Vrijednosti tvrdoće uzoraka dozrijevanih na 160°C nakon homogenizacije pri 525°C/1 h.....	47
Tablica 14. Vrijednosti tvrdoće uzoraka dozrijevanih na 190°C nakon homogenizacije pri 525°C/1 h.....	48
Tablica 15. Vrijednosti tvrdoće uzoraka koji nisu dozrijevani nakon homogenizacije pri 560°C/2 h.....	48
Tablica 16. Vrijednosti tvrdoće uzoraka dozrijevanih na 130°C nakon homogenizacije pri 560°C/2 h.....	48
Tablica 17. Vrijednosti tvrdoće uzoraka dozrijevanih na 160°C nakon homogenizacije pri 560°C/2 h.....	49
Tablica 18. Vrijednosti tvrdoće uzoraka dozrijevanih na 190°C nakon homogenizacije pri 560°C/2 h.....	49

**POPIS OZNAKA**

$E$ , MPa	modul elastičnosti
$G$ , MPa	modul smičnosti
$N$	broj ciklusa
$K$ , MPa·m <sup>1/2</sup>	faktor intenzivnosti naprezanja
$K_{IC}$ , MPa·m <sup>1/2</sup>	lomna žilavost
$\sigma$ , MPa	naprezanje
$R_d$ , MPa	dinamička izdržljivost
$R_e$ , MPa	granica razvlačenja
$R_m$ , MPa	vlačna čvrstoća
$R_{m/t/9}$ , MPa	statička izdržljivost
$R_{p\ \varepsilon/t/9}$ , MPa	granica puzanja
$R_{p0,2}$ , MPa	konvencionalna granica razvlačenja (granica tečenja)
$t$ , s, min, h	vrijeme
$\vartheta$ , °C	temperatura
$r_s$ , %	topivost atoma legirajućeg elementa u kristalu mješancu pri okolišnoj temperature
$X$ , %	sadržaj legirnog elementa
$\alpha$	kristal mješanac osnovnog elementa u leguri
$\beta$	kristal mješanac drugog osnovnog elementa u leguri

## SAŽETAK

Ovaj rad sastoji se od dvije cjeline: teorijskog i eksperimentalnog dijela.

U prvom, teorijskom dijelu rada, napravljen je povijesni pregled početka uporabe aluminija u zrakoplovstvu kako bi se istaknula povijesna, ali i praktična primjena aluminija u zrakoplovnim konstrukcijama. Nadalje, dani su funkcionalni zahtjevi na zrakoplovne materijale te su opisana najvažnija svojstva konstrukcijskih materijala. Opisani su i mehanizmi očvrnuća aluminijskih legura, te su navedene osnovne skupine aluminijskih legura koje se koriste u zrakoplovstvu.

U eksperimentalnom dijelu rada proveden je postupak precipitacijskog očvrnuća, jednog od najvažnijih postupaka toplinskog očvrnuća. Svrha ovog zadatka je ispitati kako trajanje dozrijevanja utječe na mehanička svojstva aluminijske legure. Kako je ovaj je proces ovisan o temperaturi, ispitano je kako temperatura, na kojoj se dozrijevaju aluminijske legure, utječe na njihova svojstva.

## SUMMARY

This thesis is composed of two parts: a theoretical and a practical part.

In the first, theoretical part, a historical overview of the use of aluminum in aeronautical engineering is given to highlight the historical and practical applications of aluminum in aircraft structures. Functional requirements aircraft materials need to fulfil as well as the most important properties of design materials are also presented. Finally, different methods of aluminum alloy hardening are described and the basic types of aluminum alloys used in aircraft structures listed.

In the practical part, the results of a study into precipitation heat treatment as one of the most important types of heat treatment, are presented. The study was carried out to find out how aging time affects the mechanical properties of aluminum alloys. Since precipitation heat treatment is temperature dependent aluminum alloy aging temperatures were also investigated to determine their effect on the properties of aluminum alloys.

## 1. UVOD

U današnje doba nemoguće je zamisliti zrakoplov koji u svojoj konstrukciji nema aluminijevu leguru. Međutim, u počecima zrakoplovstva to nije bilo tako. Prvi zrakoplovi bili su drvene konstrukcije dok se oplata trupa i krila izrađivala od platna.

Veliku ulogu u razvoju avijacije odigrala je znanost o materijalima. S otkrićem novih materijala, pronađene su i nove primjene koje su se koristile radi poboljšanja postojećih konstrukcija.

Praktične primjene zrakoplovstva među prvima je uočila vojska koja je za vrijeme Prvog svjetskog rata uložila velike napore kako bi usavršila zrakoplovne konstrukcije. Kako drvo nije izotropan materijal, odnosno ima različita svojstva u uzdužnom i poprečnom smjeru, drvo se počelo zamjenjivati metalom. Aluminij se činio kao odličan izbor jer je imao odličan omjer čvrstoće i težine. Međutim u to doba aluminijeve legure bile su znatno skuplje od drveta, ali su ipak našle svoju primjenu u više opterećenim dijelovima konstrukcije. Tako je za vrijeme Prvog svjetskog rata nastao jedan od ponajboljih lovaca toga doba, njemački Fokker D.VII (slika 1), čiji je trup bio napravljen od metala, a slabije opterećeni dijelovi od drveta.



**Slika 1.** Fokker D.VII iz I. Svjetskog rata

Za vrijeme Prvog svjetskog rata, točnije 1915. godine, napravljen je prvi avion koji je u potpunosti bio izrađen od metala (slika 2), što je u to doba bilo iznimka. Avion je imao konzolno krilo (bez upornica i zatega).



**Slika 2.** Junkers J-1 prvi avion potpuno metalne konstrukcije

U razdoblju između dva svjetska rata avioni su se izrađivali od sve više metalnih konstrukcijskih dijelova, te su se počele primjenjivati metalne elise te uvlačivo podvozje.



**Slika 3.** Messerschmitt Bf 109

Za vrijeme Drugog svjetskog rata zrakoplovstvo je doživjelo značajan procvat jer se uvidjelo da avion može zauzimati bitnu ulogu u ratovanju, te su se i zbog tog razloga značajna financijska sredstva davala za razvoj zrakoplova. Jedni od najznačajnijih predstavnika toga doba bili su njemački Messerschmitt Bf 109, te britanski Supermarine Spitfire.



**Slika 4.** Britanski Supermarine Spitfire

Takvi avioni bili su teži od drvenih pa su bili teže upravljivi i samim tim trošili su više goriva. Ali, s druge strane, bili su čvršći te su mogli nositi veće rezervoare goriva, te više naoružanja, što je za to doba bilo bitno.

Nakon Drugog svjetskog rata počinje razvoj putničkih aviona (slika 5), od kojih neki lete još i danas zahvaljujući materijalima poboljšanih svojstava. Ti materijali su s vremenom postajali sve kvalitetniji, odnosno veće čvrstoće i male mase što je omogućavalo proizvodnju sve većih aviona koji mogu primiti više putnika.



**Slika 5.** Airbus A330-300

Aluminijeve legure, koje se danas koriste u zrakoplovstvu, postigle su svoj maksimum u vidu čvrstoće koja je određena napetosnom korozijom. Zbog toga se sve više u zrakoplovnim konstrukcijama koriste kompozitni materijali koji su izrađeni baš za određenu svrhu, a karakterizira ih vrlo visoka specifična čvrstoća i krutost. Najznačajniji predstavnik kod kojeg se koriste takvi, novi materijali, je Boeing 787 Dreamliner (slika 6) kod kojeg je preko 50% dijelova napravljeno od kompozitnih materijala.



**Slika 6.** Boeing 787 Dreamliner

Bez obzira na činjenicu da postoje materijali koji polako zamjenjuju aluminijske legure, one se i danas koriste kao neizostavan materijal za izradu oplata trupa, nosivih elemenata te dijelova krila većine komercijalnih zrakoplova.

## 2. SVOJSTVA ZRAKOPLOVNIH MATERIJALA

U drugoj polovici dvadesetog stoljeća tehnologija se počela ubrzano razvijati te su se i svojstva materijala poboljšala, a razvijeni su i novi materijali. S razlogom se postavljalo pitanje mogu li drugi materijali biti korišteni u eksploataciji kako bi se smanjila težina zrakoplova, a povećala brzina ili nosivost ili smanjili kvarovi uzrokovani deformacijom, lomovima ili korozijom.

Uzimajući u obzir navedeno, proizašli su određeni funkcionalni zahtjevi koji se postavljaju na materijale u zrakoplovstvu kao što su:

1. mala masa,
2. visoka mehanička otpornost u uvjetima statičkog opterećenja,
3. visoka specifična čvrstoća – omjer vlačne čvrstoće i gustoće materijala,
4. zadovoljavajuća krutost,
5. specifična krutost – omjer modula elastičnosti i gustoće,
6. otpornost na umor,
7. otpornost na naglo širenje pukotine,
8. korozijska postojanost,
9. otpornost na puzanje,
10. otpornost na gorenje,
11. apsorpcija vibracija i zvuka

Pored navedenih od velikog su značenja i tehnološka svojstva kao što su livljivost, rezljivost, oblikovanje deformiranjem, toplinska obradivost i sl.

Postoji puno svojstava koja su značajna za zrakoplovne konstrukcije, a definicije nekih od najvažnijih dane su u nastavku.

### Gustoća

Gustoća je omjer mase i volumena i predstavlja jedan od značajnih zahtjeva na zrakoplovne materijale. Primjenom materijala niske gustoće kao što su kompozitni materijali, aluminijeve i magnezijeve legure mogu se ostvariti značajne uštede na masi. Ako se pretpostavi da konstrukcija čini 50% ukupne težine zrakoplova, a preostali postotak jednako otpada na korisnu nosivost i gorivo, smanjenjem težine konstrukcije za 10% nosivost se povećava za 20% čime raste ekonomska isplativost. S druge strane, manje težina konstrukcije omogućuje velike uštede goriva što također snižava operativne troškove.

### Tvrdoća

Sposobnost materijala da se opire prodiranju nekog drugog tvrdog tijela naziva se tvrdoća. Može se povisiti hladnim oblikovanjem ili kod čelika i aluminija toplinskom obradom.



## Čvrstoća

Uz gustoću, jedan od važnijih zahtjeva za zrakoplovne konstrukcije. Mjerodavna veličina za dimenzioniranje statički opterećenih konstrukcija je granica razvlačenja  $R_e$  u slučaju žilavih materijala, odnosno vlačna čvrstoća  $R_m$  kad se radi o krhkim materijalima. Povećanjem granice razvlačenja mogu smanjiti poprečni presjeci nosive konstrukcije i time ostvariti ušteda na težini.

## Žilavost i duktilnost

Žilavost se definira kao sposobnost materijala da apsorbira energiju preko plastične deformacije, odnosno da plastičnom deformacijom razgradi naprezanje i na taj način povisi otpornost materijala na lom. Jedna od najčešćih mjera žilavosti je udarni rad loma koji se ispituje u uvjetima udarnog opterećenja po Charpyjevoj metodi na ispitnim uzorcima s utorom u obliku slova U ili V.

Duktilnost je svojstvo materijala da podnese plastičnu deformaciju bez pojave loma. Mjere duktilnosti su istezljivost (A) i konačno suženje poprečnog presjeka (Z), a utvrđuju se statičkim vlačnim ispitivanjem, savijanjem i utiskivanjem prema Erichsensu. U pravilu što je materijal duktilniji to je i žilaviji.

## Krutost

Krutost materijala opisana je veličinama modula elastičnosti  $E$  za vlačno, tlačno i savojno opterećenje i modula smičnosti  $G$  za torzijsko i smično opterećenje.

Modul elastičnosti predstavlja mjeru krutosti materijala i jednak je omjeru vlačnog naprezanja i pripadajuće deformacije. Elastičnost je svojstvo koje omogućuje materijalu da se vrati u prvotnu veličinu i oblik kada se ukine sila koja je uzrokovala promjenu. Svaki materijal ima svoju granicu elastičnosti iznad koje opterećenje izaziva trajnu deformaciju. Stoga se u zrakoplovstvu svi dijelovi konstruiraju tako da su u elastičnom području.

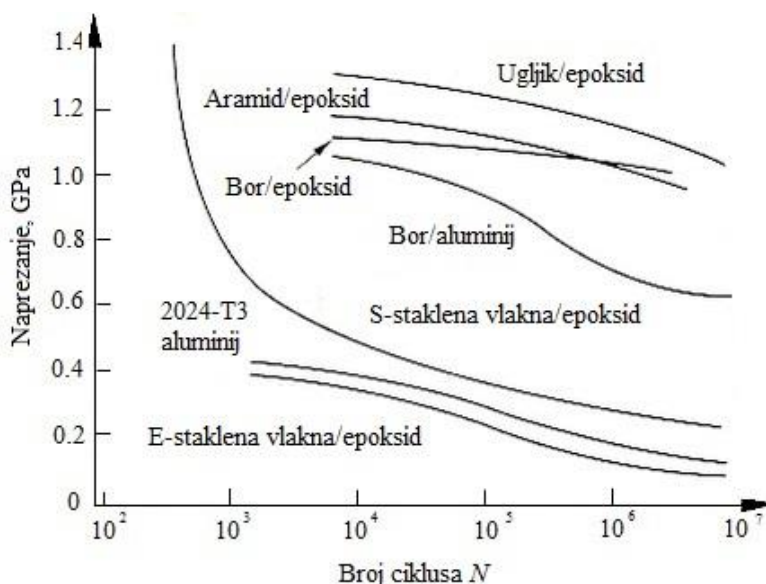
Modul smičnosti opisuje ponašanja materijala uz smično naprezanja u elastičnom području, a služi za proračun krutosti strojnih dijelova koji se djelovanjem tangencijalnog naprezanja elastično deformiraju.

## Dinamička izdržljivost

Zrakoplovi u svom radnom vijeku nisu opterećeni samo statičkim opterećenjem, nego naprotiv, stalna polijetanja i slijetanja, tlačenja putnog i prtljažnog prostora i dr. razlog su dinamičkog, odnosno promjenjivog opterećenja. Uslijed takvog opterećenja može doći do pojave loma uslijed umora materijala. Ono predstavlja postupno razaranje materijala uslijed dugotrajnog promjenjivog opterećenja. Najčešći uzrok oštećenja zrakoplovnih dijelova upravo je lom konstrukcije uslijed umora materijala i čini oko 60% oštećenja svih metalnih dijelova zrakoplovne konstrukcije.

Dinamička izdržljivost  $R_d$  je ono najveće dinamičko opterećenje koje materijal izdrži bez pojave loma, uz teoretski beskonačan broj promjena opterećenja (ciklusa), a realno uz neki graničan broj ciklusa. Na slici 7 prikazana je usporedba Wöhlerove krivulje za toplinski obrađenu

aluminijevu leguru i razne kompozitne materijale korištene u zrakoplovstvu. Iz dijagrama je vidljivo da aluminijske legure imaju znatno nižu dinamičku izdržljivost od raznih kompozitnih materijala, pa se stoga ne upotrebljavaju za dijelove koji su više dinamički opterećeni. Također vidimo da ugljična vlakna u epoksidnoj matrici postižu vrlo visoke vrijednosti dinamičke izdržljivosti, dok čelici u pravilu imaju niže vrijednosti od ugljičnog kompozita.



Slika 7. Wöhlerova krivulja za aluminijevu leguru i kompozitne materijale /4/

### Lomna žilavost

Materijal mora biti otporan prema pojavi i širenju pukotine kako bi se izbjegli lomovi dijelova izazvani dinamičkim opterećenjem. Pukotine mogu biti prisutne u mikrostrukturi materijala koje djeluju kao konzentator naprezanja, pa na tom mjestu uzrokuju porast naprezanja pri čemu se pukotina pod određenim uvjetima može širiti. Raspored naprezanja oko napukline opisuje se faktorom intenzivnosti naprezanja  $K$ , a predstavlja mjerilo intenzivnosti porasta naprezanja na mjestu u blizini vrha pukotine. Kritična vrijednost faktora intenzivnosti naprezanja pri kojoj se napuklina započinje nestabilno širiti u uvjetima ravninskog stanja deformacije naziva se lomna ili pukotinska žilavost i označava se s  $K_{IC}$ . Na temelju lomne žilavosti proračunavaju se lomno-kritični elementi zrakoplovnih konstrukcija osjetljivi na zarezno djelovanje.

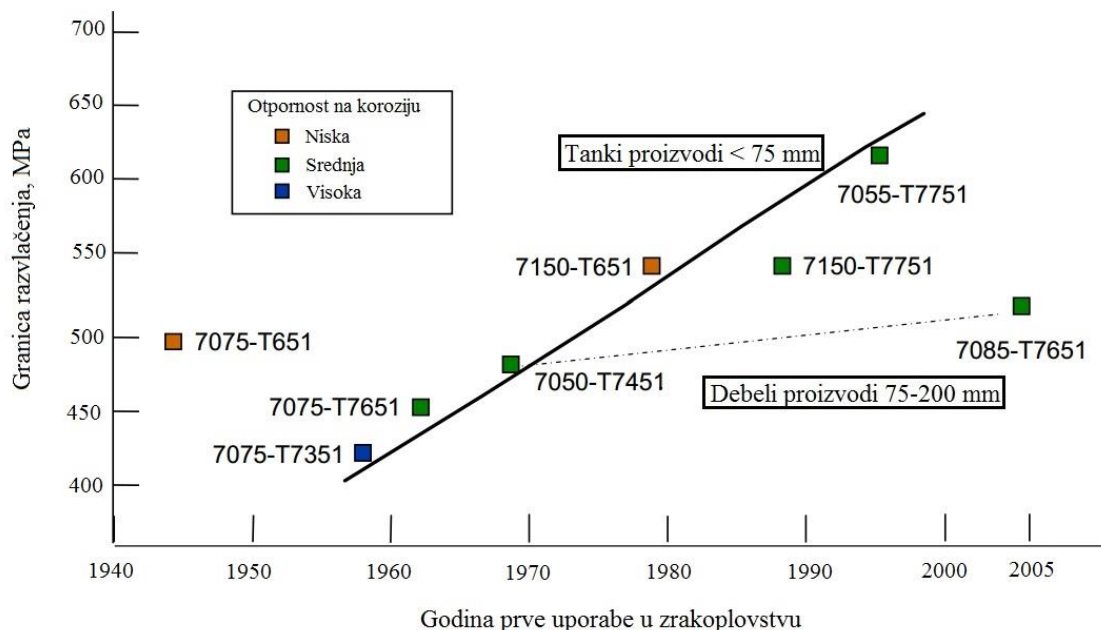
### Otpornost na koroziju

Spontano razaranje materijala pod djelovanjem okolnog medija naziva se korozija. U zrakoplovstvu su posebice opasne napetosna korozija i korozija ljuštenjem.

Napetosna korozija je oblik mjestimične korozije koja nastaje u uvjetima istovremenog djelovanja vlačnog naprezanja i agresivnog medija. Javlja se gotovo uvijek kod legura, a može se smanjiti toplinskom obradom kao na primjer žarenjem za redukciju zaostalih naprezanja.

Drugi oblik korozije jest ljuštenje materijala kada se na površini formiraju različiti produkti kemijskih reakcija u interakciji s okolišem. Pri tome dolazi do pucanja površinskog sloja uslijed tlačnih naprezanja pri čemu se ljušti materijal i na taj način se smanjuje njegova debljina.

Aluminijske legure općenito pokazuju dobru otpornost na opću koroziju zahvaljujući čvrsto prionjenoj oksidnoj prevlaci koja se formira na površini materijala u oksidirajućoj okolini dok njihova otpornost na selektivne (lokalne) oblike korozije uvelike ovisi o kemijskom sastavu i tehnološkom postupku obrade. Materijali veće čvrstoće i granice razvlačenja općenito su osjetljiviji na selektivni oblik napetosne korozije, slika 8.



**Slika 8.** Granica razvlačenja i korozijska otpornost za različito termomehanički obrađene Al-legure serije 7XXX /5/

### Specifična čvrstoća i specifična krutost

Jedni od najvažnijih izvedenih parametara za zrakoplovne konstrukcije jesu specifična čvrstoća i specifična krutost. Oni su definirani s obzirom na gustoću pa je tako specifična čvrstoća za duktilne materija omjer granice razvlačenja i gustoće, a za krhke materijale omjer vlačne čvrstoće i gustoće. Specifična krutost može se iskazati kao omjer modula elastičnosti i gustoće. Za materijale zrakoplovne konstrukcije zahtjeva se da su što čvršći i krući uz istovremeno što manju masu. U tablici 1 dane su vrijednosti ovih parametara za različite materijale.

**Tablica 1.** Vrijednosti specifične krutosti i čvrstoće različitih materijala /6/

Vrsta materijala	Gustoća $\rho$ kg/m <sup>3</sup>	Modul elastičnosti $E$ , GPa	Vlačna čvrstoća $\sigma$ , GPa	Specifična krutost $E/\rho$ , MNm/kg	Specifična čvrstoća $\sigma/\rho$ , MNm/kg
Č 1530	8013	205	0,585	26,3	0,073
Al 2045-T4	2700	73	0,45	27	0,17
Al 6061-T6	2700	69	0,27	25,5	0,10
Mg-legure	1700	45,1	0,19	26,5	0,11
Ti-legure	4500	110	0,99	24,4	0,22
S-vlakna + ep (45%)	1800	39,5	0,87	21,8	0,48
Aram.vl. + ep (53%)	1350	63,6	1,1	47,1	0,81
Uglj. vl. + ep (61%)	1600	142	1,73	89,3	1,08

### Otpornost na puzanje

Puzanje je pojava kada se materijal pod djelovanjem dugotrajnog opterećenja pri povišenim temperaturama počinje postupno rastezati, a dovodi do loma materijala. U zrakoplovstvu je izrazito bitan čimbenik jer su pojedini dijelovi, posebice motor i turbina, tijekom svog radnog vijeka opterećeni visokim temperaturama.

Mehanička svojstva koja opisuju otpornost materijala puzanju jesu granica puzanja i statička izdržljivost. Granica puzanja  $R_{p \ \varepsilon/t/\vartheta}$  je naprezanje pri kojem materijal dosegne određeno trajno relativno produljenje  $\varepsilon$ , za određeno vrijeme  $t$  pri određenoj temperaturi  $\vartheta$ . Statička izdržljivost  $R_{m/t/\vartheta}$  je naprezanje koje uzrokuje lom materijala nakon određenog trajanja ispitivanja  $t$  i pri određenoj temperaturi  $\vartheta$ . Otpornost puzanju općenito određuje temperatura pa u pravilu metali imaju veću otpornost na puzanje zbog više temperature tališta. Otpornost puzanju može se povećati izlučivanjem precipitata tijekom popuštanja ili dozrijevanja. Aluminijske legure imaju nisku temperaturu tališta ( $\vartheta_t=660$  °C) pa se primjenjuju pri radnim temperaturama do 150-200 °C.

### 3. OPĆA SVOJSTVA ALUMINIJA

Aluminij je jedan od najrasprostranjenijih metala u Zemljinoj kori, a u prirodi se nalazi u obliku oksida i smjese oksida iz kojih se izdvaja elektrolitičkim postupkom. Pred kraj 19.-og stoljeća otkriven je relativno jeftin postupak za proizvodnju aluminija čime je omogućen početak industrijske proizvodnje ovog metala. Nakon ovog, uslijedilo je otkriće postupka za povećanje čvrstoće aluminijevih legura, precipitacijskog očvršnuća, čime je omogućena primjena aluminija za veće opterećene dijelove konstrukcija.

Aluminij posjeduje puno svojstava zbog kojih i jest jedan od glavnih konstrukcijskih elemenata u zrakoplovstvu. Neka od njih su:

- mala masa
- visoka specifična čvrstoća (uz legiranje i precipitacijsko očvršnuće kao kod mnogih čelika)
- najpovoljniji omjer električne vodljivosti i gustoće (bolji od bakra)
- korozijska postojanost
- kovkost
- istežljivost

Osnovna svojstva aluminija dana su tablicom 2.

**Tablica 2.** Fizikalna i mehanička svojstva aluminija /2/

<b>Gustoća</b>	$\rho$	kg/m <sup>3</sup>	2700
<b>Talište</b>	$\vartheta_t$	°C	660
<b>Modul elastičnosti</b>	$E$	MPa	69 000
<b>Toplinska rastežljivost</b>	$\alpha$	10 <sup>-6</sup> K	23,8
<b>Električna vodljivost</b>	$G$	m/Ωmm <sup>2</sup>	36....37,8
<b>Granica razvlačenja</b>	$R_{p0,2}$	MPa	20....120
<b>Vlačna čvrstoća*</b>	$R_m$	MPa	40....180
<b>Istežljivost*</b>	$\varepsilon$	%	4....50

\*ovisno o stanju

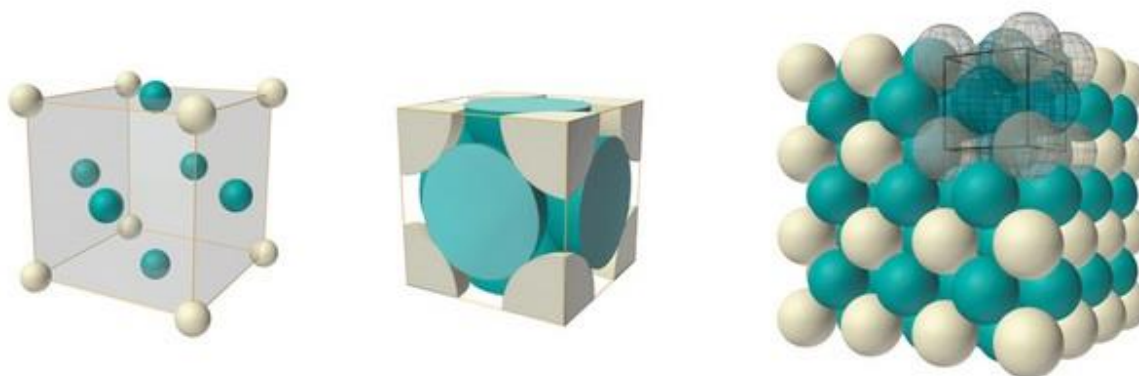
### 3.1 Tehnički aluminij

Tehnički ili nelegirani aluminij uglavnom se koristi zbog svoje niske gustoće i korozijske postojanosti, kao i lijepog izgleda. Ne spada u skupinu plemenitih metala, ali se njegova antikorozivnost temelji na postojanju tankog, nepropusnog oksidnog sloja koji se stvara na površini metala.

Tanki, nepropusni sloj je debljine oko  $0,01\ \mu\text{m}$ . Taj sloj se može poboljšati i podebljati umjetnim putem postupkom koji se naziva eloksiranje.

Uz dobru korozijsku postojanost ima i visoku električnu i toplinsku vodljivost, pa računajući prema masi, aluminij je bolji vodič od bakra.

Aluminij ima plošno centriranu kubičnu (FCC) kristalnu rešetku, slika 9, što mu omogućuje izvanredno oblikovanje na toplo i hladno.



**Slika 9.** Plošno centrirana kubična (FCC) kristalna rešetka

Postupcima isprešavanja, tj. ekstrudiranja mogu se proizvoditi profili vrlo složenih oblika što je bitno u zrakoplovstvu kod izrade uzdužnica ili ramenjača. Također, valjanjem se mogu proizvesti tanke folije te limovi raznih debljina koji se u zrakoplovstvu koriste za izradu oplata trupa i krila.

Tehnički čist aluminij je izrazito mekan i niske vlačne čvrstoće pa se stoga ne upotrebljava u zrakoplovstvu. Za inženjersku primjenu upotrebljava se u legiranom stanju.

## 4. ALUMINIJEVE LEGURE

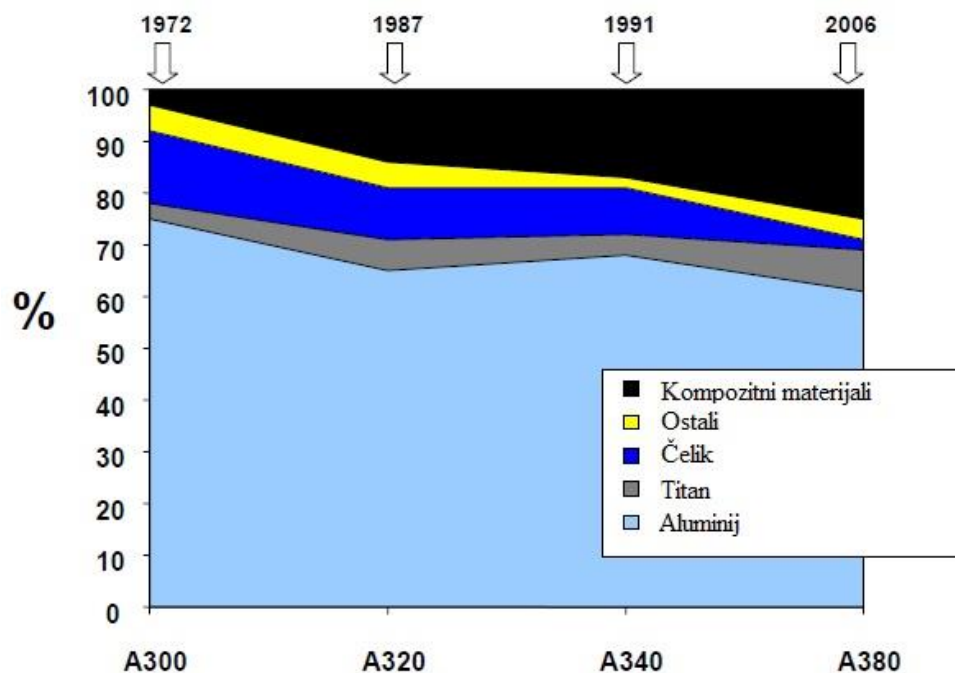
### 4.1 Opća svojstva

Aluminijeve legure važan su konstrukcijski materijal u modernom zrakoplovstvu. Prevladavaju u konstrukcijama putničkih i vojnih zrakoplova (slika 10) zbog svoje relativno niske cijene, male mase te toplinske obradivosti i lake oblikovljivosti. Svojstva mogu varirati u širokom rasponu kao rezultat kemijskog sastava i mikrostrukturnog stanja na koje se može utjecati toplinskom obradom.

Legiranje ima za cilj prvenstveno poboljšanje mehaničkih svojstava, ponajprije vlačne čvrstoće i tvrdoće, zatim krutosti i rezljivosti, a ponekad žilavosti ili livljivosti. No, s druge strane, legiranjem se snižava toplinska i električna vodljivost.

Različitim oblicima toplinskog očvrnuća moguće je proizvesti Al-legure čvrstoće poput nekih čelika. Bitan su materijal u konstrukcijama zrakoplova zbog visoke specifične čvrstoće i krutosti. Također Al-legure nisu krhke pri niskim temperaturama, nego naprotiv, snižavanjem temperature postaju čak i čvršće. To je važno kod zrakoplova jer većinu radnog vijeka provode na velikim visinama pri niskim temperaturama koje mogu sezati i do  $-50\text{ }^{\circ}\text{C}$ . Zahvaljujući plošno centriranoj kubičnoj (FCC) kristalnoj rešetci lako se oblikuju i strojno obrađuju.

Nedostaci visokočvrstih Al-legura su nizak modul elastičnosti, prilično niska toplinska stabilnost, loša zavarljivost i osjetljivost na neke specifične oblike korozije. Modul elastičnosti Al-legura je oko 70 GPa i oko 3 puta je niži u usporedbi s čelicima pa su zbog toga Al-legure znatno elastičnije od ostalih konstrukcijskih materijala. Al-legure imaju nisku temperaturu tališta ( $660\text{ }^{\circ}\text{C}$ ) te su ograničeno primjenjivane pri povišenim temperaturama. Zbog stvaranja oksida, odnosno tankog sloja  $\text{Al}_2\text{O}_3$  koji štiti aluminij od korozije, ove legure su loše zavarljive pa ih je potrebno zavarivati u inertoj atmosferi. Premda je kod čistog aluminija zbog tankog oksidnog sloja materijal korozijski postojan, problem korozijske postojanosti osobito je prisutan kod visokočvrstih Al-legura koje prevladavaju u zrakoplovstvu. Zbog toga se one često prekrivaju slojem čistog aluminija, pri čemu se ostvaruje dovoljna površinska zaštita uz dobru čvrstoću osnovnog materijala.



Slika 10. Udio materijala u konstrukciji Airbusovih zrakoplova /7/

## 4.2 Podjela aluminijevih legura

Legiranjem aluminija se poboljšavaju mehanička svojstva kao što su granica razvlačenja, vlačna čvrstoća, tvrdoća i dr. Međutim, potrebno je uzeti u obzir da se legiranjem snižava toplinska i električna vodljivost. Legure aluminije obično se mogu podijeliti prema sljedećim kriterijima:

- tehnološkoj preradi; legure za gnječenje koje se prerađuju plastičnim oblikovanjem i legure za lijevanje koje svoj oblik postižu lijevanjem.
- kemijskom sastavu; samo nekoliko elemenata ima dovoljnu topivost u aluminiju i to su glavni legirni elementi: Cu, Mg, Si, Zn, Mn te Li.
- toplinskoj obradi; dijelimo ih na toplinski neočvrstljive i toplinski očvrstljive legure.

U zrakoplovstvu prevladavaju toplinski obradive legure za gnječenje čija čvrstoća doseže visoke vrijednosti.



### 4.3 Označavanje aluminijevih legura

Sustav označavanja Al-legura je međunarodan, što znači da većina zemalja koristi isti sustav označavanja (tablica 3). Al-legure za gnječenje označavaju se s brojčanom četveroznamenkastom oznakom, definiranom s obzirom na legirne elemente.

**Tablica 3.** Označavanje Al-legura za gnječenje /1/

Oznaka serije	Glavni legirni element
1XXX	Min. 99,00 % Al
2XXX	Cu
3XXX	Mn
4XXX	Si
5XXX	Mg
6XXX	Mg i Si
7XXX	Zn
8XXX	Drugi elementi
9XXX	Neiskorišteno

Prva znamenka definira glavni legirni element u svakoj seriji. Druga znamenka označava modifikacije u odnosu na izvornu leguru, pa je tako ona nula (0) za izvorni sastav, jedan (1) za prvu modifikaciju i tako dalje. Treća i četvrta znamenka označuju specifičnu leguru unutar serije te nemaju specifično značenje, osim kod serije 1XXX.

Kod legura za lijevanje prva znamenka opet označuje glavni legirni element, dok druga i treća označuju specifičnu leguru.

Oznake stanja primjenjuju se na sve Al-legure osim ingota. Sustav se temelji na mehaničkim i/ili toplinskim obradama kojima se postižu određena metalurška stanja. Oznaka stanja slijedi iza glavne oznake i odvaja se crticom (npr. 2024-T3). Osnovna stanja obrade označuju se velikim slovom F, O, H, W ili T.

Tako imamo sljedeće oznake:

**F – primarno stanje;** hladno ili toplo oblikovano ili lijevano pri čemu nije primijenjena posebna kontrola toplinskog procesa

**O – žareno;** primjenjuje se za gnječene poluproizvode koji se žare radi smanjenja čvrstoće ili za odljevke da bi se povećala duktilnost i dimenzijska stabilnost

**H – hladno deformirano;** gnječene legure očvrstljive hladnom deformacijom sa ili bez dodatne toplinske obrade kojom se naknadno može sniziti čvrstoća

**W – rastopno žareno;** označava nestabilno stanje koje se koristi za rastopno žarene legure koje spontano očvršćuju pri okolišnoj temperaturi tijekom perioda od više mjeseci ili čak godina

**T – toplinski obrađeno;** koristi se za legure čija se čvrstoća stabilizira unutar nekoliko tjedana nakon rastopnog žarenja i dozrijevanja. Primjenjuje se za legure serije 2XXX, 6XXX, 7XXX te 8XXX.

Ako je legura toplinski obrađena, iza oznake toplinske obrade T slijedi broj koji pobliže opisuje specifičnosti provedenog postupka:

**T1-** hlađeno s povišene temperature preoblikovanja i prirodno dozrijevano

**T2-** hlađeno s povišene temperature preoblikovanja, hladno oblikovano (deformirano) i prirodno dozrijevano

**T3-** rastopno žareno (homogenizirano), hladno oblikovano i prirodno dozrijevano

**T4-** rastopno žareno i prirodno dozrijevano

**T5-** hlađeno s povišene temperature preoblikovanja i umjetno dozrijevano

**T6-** rastopno žareno i umjetno dozrijevano

**T651-** rastopno žareno, oslobođeno zaostalih naprežanja istegnućem za kontroliranu veličinu deformacije i umjetno dozrijevano

**T7-** rastopno žareno i predozrijevano

**T73-** rastopno žareno, umjetno predozrijevano da se postigla najbolja otpornost na napetosnu koroziju

**T76-** rastopno žareno, umjetno predozrijevano s ciljem postizanja dobre otpornosti na koroziju ljuštenjem

**T7651-** rastopno žareno, oslobođeno zaostalih naprežanja istegnućem za kontroliranu veličinu deformacije i umjetno predozrijevano da se postigne dobra otpornost na koroziju ljuštenjem

**T8-** rastopno žareno, hladno oblikovano i umjetno dozrijevano

**T9-** rastopno žareno, umjetno dozrijevano i hladno oblikovano

**T10-** hlađeno s povišene temperature preoblikovanja, hladno oblikovano i umjetno dozrijevano

Da bi se ukinula zaostala naprežanja koja se javljaju nakon gašenja, gnječeni proizvodi često se deformiraju za kontroliranu veličinu deformacije. Time se poboljšava dinamička izdržljivost i korozijska otpornost te smanjuje izvijanje dijelova kod strojne obrade.

#### 4.4 Mehanizmi očvršnuća aluminijevih legura

Aluminijske legure za gnječenje dijele se na one očvrstljive hladnom deformacijom i toplinski očvrstljive precipitacijskim mehanizmom (tablica 4).

**Tablica 4.** Podjela Al-legura za gnječenje prema načinu očvršnuća /1/

Oznaka serije	Legirni elementi	Način očvršnuća
3XXX	Al-Mn	Deformiranje u hladnom stanju
4XXX	Al-Si	
5XXX	Al-Mg	
8XXX	Al-Fe	
8XXX	Al-Fe-Ni	
2XXX	Al-Cu	Precipitacijom
2XXX	Al-Cu-Mg	
2XXX	Al-Cu-Li	
6XXX	Al-Mg-Si	
7XXX	Al-Zn-Mg	
7XXX	Al-Zn-Mg-Cu	
8XXX	Al-Li-Cu-Mg	

Toplinski neočvrstljive legure za gnječenje ne mogu očvrstnuti precipitacijom već isključivo hladnom deformacijom. U tu skupinu spada komercijalno čisti aluminij serije 1XXX te legure aluminijske s manganom serije 3XXX, sa silicijem serije 4XXX, s magnezijem serije 5XXX te aluminijske legure na bazi željeza i/ili nikla serije 8XXX. Hladno očvrstnute legure za gnječenje nisu prikladne za konstrukcijske dijelove zato što hladno deformirana struktura može početi mekšati pri povišenim temperaturama, te se stoga ne upotrebljavaju za izradu konstrukcijskih elemenata zrakoplova.

Toplinski očvrstljive legure za gnječenje nakon precipitacije postižu prilično visoku čvrstoću. U tu skupinu ubrajamo legure serije 2XXX s bakrom kao glavnim legirnim elementom uz moguć dodatak magnezija ili litija, legure serije 6XXX (Al-Mg-Si), legure serije 7XXX s cinkom kao glavnim legirnim elementom i dodatkom magnezija i bakra i neke legure serije 8XXX s litijem. Legure serije 2XXX i 7XXX jesu glavne legure kada je riječ o metalnom dijelu zrakoplovne konstrukcije.

#### 4.4.1 Očvršćivanje hladnom deformacijom

Kako je već i prije spomenuto, aluminijske legure zbog svoje kubično plošno centrirane (FCC) strukture izrazito su sklone očvršnuću plastičnim oblikovanjem u hladnom stanju. Očvršnuće hladnom deformacijom nastaje zbog umnažanja dislokacija u kristalnoj strukturi pri čemu se one isprepliću. Time se usporava njihovo gibanje što otežava plastično tečenje materijala. Deformiranje u hladnom stanju može se provesti postupcima kao što su valjanje, kovanje, vučenje, prešanje i sl. Svima njima je zajedničko da uzrokuju porast granice razvlačenja, čvrstoće i tvrdoće. Željena mehanička svojstva postižu se u zadnjoj fazi oblikovanja reguliranjem stupnja ugnječanja. Glavni nedostatak Al-legura je da se njihova mehanička svojstva ne mogu više bitno mijenjati, osim žarenja kada materijal mekša.

#### 4.4.2 Precipitacijsko očvršnuće

Precipitacijsko očvršnuće se javlja kod mnogih legiranih sustava u kojima promjenom temperature dolazi do promjene topljivosti legiranih elemenata u osnovnom metalu. Iako se može primijeniti na različite skupine legura, najviše se koristi kod toplinski očvrstljivih aluminijskih legura.

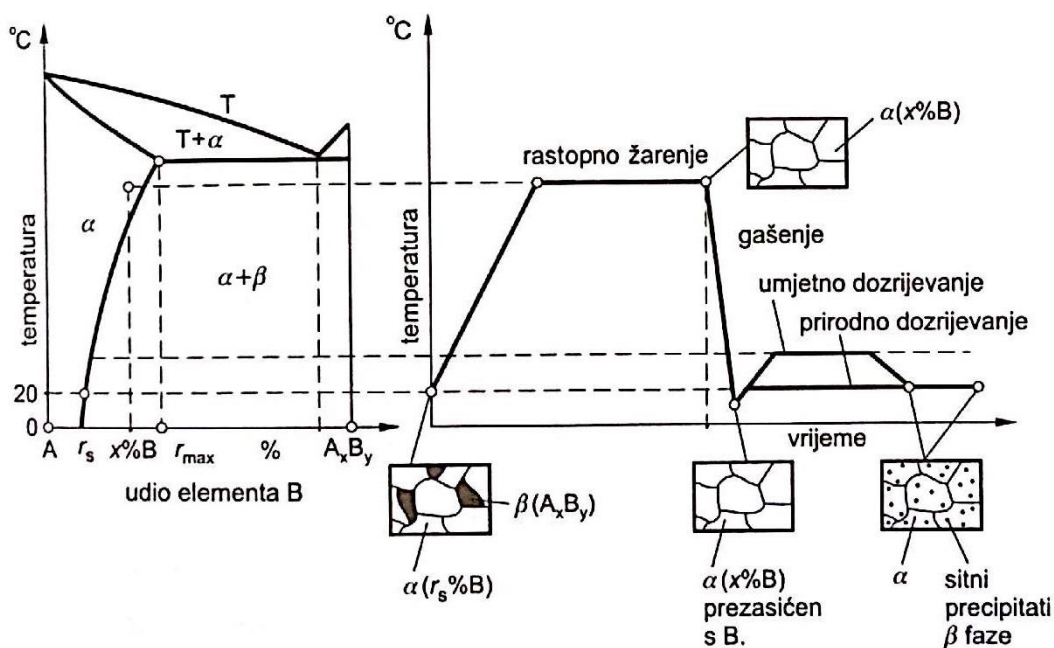
Da bi neka Al-legura precipitacijski očvrstnula moraju biti ispunjeni određeni polazni uvjeti. Legura mora sadržavati barem jedan legirani element u onom području dijagrama stanja u kojem njegova topljivost u aluminiju raste s porastom temperature. Maseni udio legirnog elementa mora biti što viši, ali ne smije prekoračiti granicu maksimalne topljivosti u kristalu mješancu aluminija. Legirani elementi moraju imati značajnu topljivost pri visokoj temperaturi, a minimalnu topljivost na okolišnoj temperaturi. Neki od elemenata koji se tako ponašaju su Cu, Zn, Si i Mg koji tvore konstituente kao što su  $\text{CuAl}_2$ ,  $\text{Mg}_2\text{Si}$ , i  $\text{MgZn}_2$ . Međutim, to nije dovoljno jer neki Al-sastavi ne očvršćuju toplinskom obradom. Legirajući element mora omogućiti formiranje sitnih precipitata koji deformiraju kristalnu rešetku aluminijske matrice, odnosno koji stvara intermetalni spoj s aluminijem ili nekim drugim legiranim elementom. Zato legura mora biti pri sobnoj temperaturi heterogena. Povišenjem temperature zbog povećanja rastvorljivosti nekog legirajućeg elementa općenite oznake B u kristalima mješancima aluminija  $\alpha$ , dolazi do rastvaranja intermetalnog spoja  $\beta$ . Tako pri povišenoj temperaturi legura postaje jednofazna, pri čemu se ostvaruje ujednačen kemijski sastav, a postupak se naziva homogenizacija. Dugim držanjem pri sobnoj temperaturi ili kraćim držanjem pri povišenoj, odvija se proces nastajanja izlučevina (precipitata) intermetalnog spoja  $\beta$  koji se izlučuje u obliku sitnih čestica. Ovaj dio toplinske obrade naziva se dozrijevanje (starenje), koje može biti prirodno (pri okolišnoj temperaturi) ili umjetno (pri povišenoj temperaturi). Kako je to difuzijski proces, on je ovisan o temperaturi i trajanju dozrijevanja.

Legure koje zadovoljavaju navedene uvjete jesu toplinski očvrstljive legure za gnječenje serije 2XXX, 6XXX, 7XXX i neke legure serije 8XXX, a postupak precipitacijskog očvršnuća se u osnovi sastoji od tri faze:

1. zagrijavanja legure na temperaturu rastopnog žarenja i držanja dovoljno dugo vremena do potpunog otapanja legiranih elemenata,
2. gašenja do okolišne temperature kako bi legirni elementi ostali prisilno otopljeni u čvrstoj otopini čime nastaje prezasićena otopina,
3. dozrijevanja na temperaturi okoline (prirodno) ili pri povišenim temperaturama (umjetno).

Porast čvrstoće i tvrdoće direktno je povezan sa stvaranjem koherentnih precipitata unutar rešetke  $\alpha$  kristala mješanca aluminija, a čvrstoća precipitacijski očvršnute aluminijske legure može biti veća do čak 3 puta.

Prikaz precipitacijskog očvršnuća dan je slikom 11.



Slika 11. Dijagram stanja i opći postupak precipitacijskog očvršnuća /1/

Legura koja općenito sadrži neki legirni element B zagrijava se u postupku rastopnog žarenja na dovoljno visoku temperaturu pri kojoj se legirni element otapa u čvrstoj otopini. Ako se legura s X% elementa B, koja polazno sadrži  $\alpha$  kristale mješance aluminija u kojima je otopljeno  $r_s$  % elementa B i neku intermetalnu fazu  $\beta$  ( $A_xB_y$ ) zagrije na dovoljno visoku temperaturu, čestice intermetalnog spoja potpuno će se apsorbirati u kristalu mješancu aluminija. Pri tome nastaje homogena čvrsta otopina koja sadrži samo  $\alpha$  kristale u kojima je otopljeno X% elementa B. Zasićenje rešetke  $\alpha$  mješanca atomima elementa B i prazninama, posljedica je velike difuzijske pokretljivosti atoma. Da bi se to ostvarilo, temperatura rastopnog žarenja mora biti iznad krivulje topljivosti u čvrstom stanju, ali pri tom ne smije doći do taljenja. Primjerice,

jedna od često korištenih legura u zrakoplovstvu, 2024, rastvorno se žari u području temperatura 488-498 °C, dok je eutektička temperatura samo 4 °C viša od gornje temperaturne granice rastvornog žarenja i iznosi 502 °C. S druge strane, ako je temperatura preniska, otapanje neće biti potpuno i legura neće dozrijevanjem ostvariti očekivanu čvrstoću. Rastopno žarenje treba biti dovoljno dugo da legura difuzijom postigne ravnotežno stanje. Trajanje rastopnog žarenja može varirati od jedne minute i manje kada je riječ o tankim limovima, pa sve do 20 sati kod velikih lijevanih proizvoda. Peći u kojima se provodi rastopno žarenje trebaju biti čiste i suhe, bez prisutnosti vlage koja može uzrokovati apsorpciju vodika u aluminijev izradak, dok sumporni spojevi mogu razložiti površinski oksidni sloj što dodatno povećava difuziju vodika. U tom pogledu najosjetljivija je serija 7XXX, a potom slijede legure serije 2XXX. Vлага se može ukloniti čišćenjem i sušenjem dijelova prije stavljanja u peć.

Nakon rastopnog žarenja, legura se mora gasiti kako bi se legirni elementi zadržali prisilno otopljeni u  $\alpha$  kristalu mješancu tvoreći prezasićenu čvrstu otopinu. Kada bi se, primjerice, legura s X% elementa B sporo hladila do okolišne temperature, ravnoteža bi se postigla pri svakoj temperaturi i time bi se ponovno formirala polazna  $\alpha+\beta$  mikrostruktura koja bi uzrokovala slaba mehanička svojstva, te bi takva legura bila prilično krhka zbog prisutnosti velikih čestica intermetalne faze. Zbog prezasićenja, tj. znatno većeg udjela legirnog elementa u  $\alpha$  čvrstoj otopini nego što je ravnotežna koncentracija, legura se nalazi u neravnotežnom stanju. Sam postupak gašenja predstavlja najosjetljiviju fazu toplinske obrade. Gašenje mora biti dovoljno brzo da bi se legirni elementi zadržali u otopini. U isto vrijeme potrebno je minimizirati zaostala naprezanja uvedena gašenjem koja bi mogla uzrokovati pojavu deformacija i napuklina. Primjenom velikih brzina gašenja općenito se postižu najviše čvrstoće i najbolje kombinacije čvrstoće i žilavosti. Premda se intenzivnijim gašenjem obično poboljšava otpornost prema općoj i napetosnoj koroziji, određene legure serije 7XXX, koje ne sadrže bakar, otpornije su na napetosnu koroziju ako se sporije hlade. Velike brzine gašenja ostvaruju se u hladnoj vodi, ali često se primjenjuju i sporija ohlađivanja, npr. u toploj ili vreloj vodi, kojima se djelomično žrtvuje čvrstoća i korozijska otpornost na račun manjih deformacija. Brzina gašenja dodatno se može povećati miješanjem kojim dolazi do kidanja parnog omotača formiranog oko predmeta u ranoj fazi gašenja. Dijelovi skloni deformiranju zahtijevaju sporije gašenje, primjerice u toploj vodi temperature 65-80 °C. Za gašenje se koriste i neke vodene otopine koje osiguravaju ujednačene brzine ohlađivanja i ograničavaju pojavu deformacija.

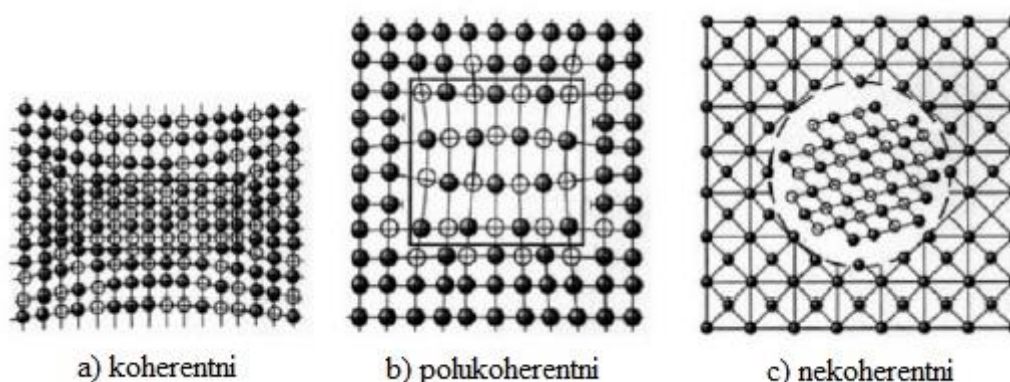
Da bi se u postupku gašenja izbjegla preuranjena precipitacija, moraju biti ispunjena dva uvjeta:

1. vrijeme potrebno da se izradak prenese iz peći u sredstvo za gašenje mora biti što kraće da bi se onemogućilo sporo ohlađivanje u području kritičnih temperatura gdje nastupa vrlo brza precipitacija
2. spremnik za gašenje mora biti dovoljno velikog volumena kako bi se izbjegao osjetniji porast temperature sredstva za gašenje što također može rezultirati preuranjenom precipitacijom.

Nakon gašenja Al-legure se lako hladno oblikuju. Zato se zakovice koje služe za spajanje zrakoplovnih dijelova zakivaju odmah nakon gašenja. Zakovice se moraju oblikovati prije dozrijevanja jer kad očvrstnuće jednom započne, svaki pokušaj zakivanja zakovice rezultirat će njezinim raspucavanjem.

Nakon rastopnog žarenja i gašenja slijedi dozrijevanje koje se provodi na temperaturi okoline (prirodno dozrijevanje) ili nekoj povišenoj temperaturi (umjetno dozrijevanje). Prirodno

dozrijevanje traje od nekoliko dana pa sve do nekoliko mjeseci. Umjetno dozrijevanje, pri temperaturi 100-200 °C traje kraće, od pola sata do nekoliko dana. Budući da je osnova dozrijevanja difuzija koja se ubrzava porastom temperature, to se umjetnim dozrijevanjem ostvaruje veći porast čvrstoće i tvrdoće nego prirodnim dozrijevanjem. U prvom stadiju dozrijevanja atomi legiranih elemenata nastoje izaći iz čvrste otopine tako da zaposjedaju položaje unutar kristalne rešetke  $\alpha$  mješanaca tvoreći klice (nukleuse) budućih čestica. Atomi legiranih elemenata sele se iz područja veće napetosti rešetke u područja prezasićenosti prazninama i pri tome formiraju nakupine otopljenih atoma unutar rešetke  $\alpha$  mješanaca. Te klice prisutne su kao koherentni precipitati koji imaju istovjetan raspored atoma kao i matrica te nema prekida veza u kristalnoj rešetki. Međutim, atomski razmaci su dovoljno različiti da deformiraju rešetku na način prikazan na slici 12a.

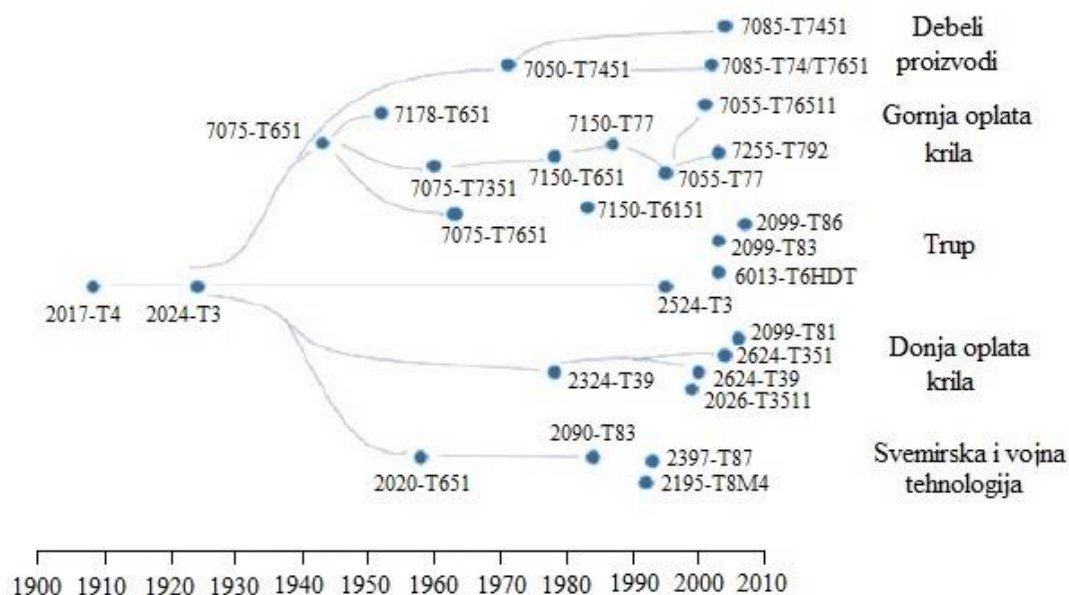


Slika 12. Tipovi precipitata /2/

Uslijed izvitoperenosti rešetke dolazi do pojave unutarnjih naprezanja koja ometaju i usporavaju gibanje dislokacija što za posljedicu ima porast čvrstoće i tvrdoće. Također se povećava i istezljivost jer više nema velikih čestica krhke intermetalne faze. U postupku umjetnog dozrijevanja može doći do mjestimičnog prekida veza između matrice i precipitata pri čemu nastaje polukoherentni precipitat povezan s matricom samo na nekim čvorovima rešetke (slika 12b). Izlučivanje ovih polukoherentnih precipitata moguće je samo na povišenim temperaturama. Kod prirodnog dozrijevanja ovog stadija nema. Ako se legura zagrije na još višu temperaturu, zbog ubrzane difuzije mikrostruktura se brzo vraća u ravnotežno stanje i koherentne i polukoherentne čestice prelaze u nekoherentni precipitat odvojen od matrice (slika 12c). Time iščezava deformacija kristalne rešetke, precipitati rastu i sjedinjuju se međusobno, što rezultira daljnjim padom čvrstoće i tvrdoće uz zadržavanje niske istezljivosti.

#### 4.5 Primjena Al-legura za gnječenje u zrakoplovstvu

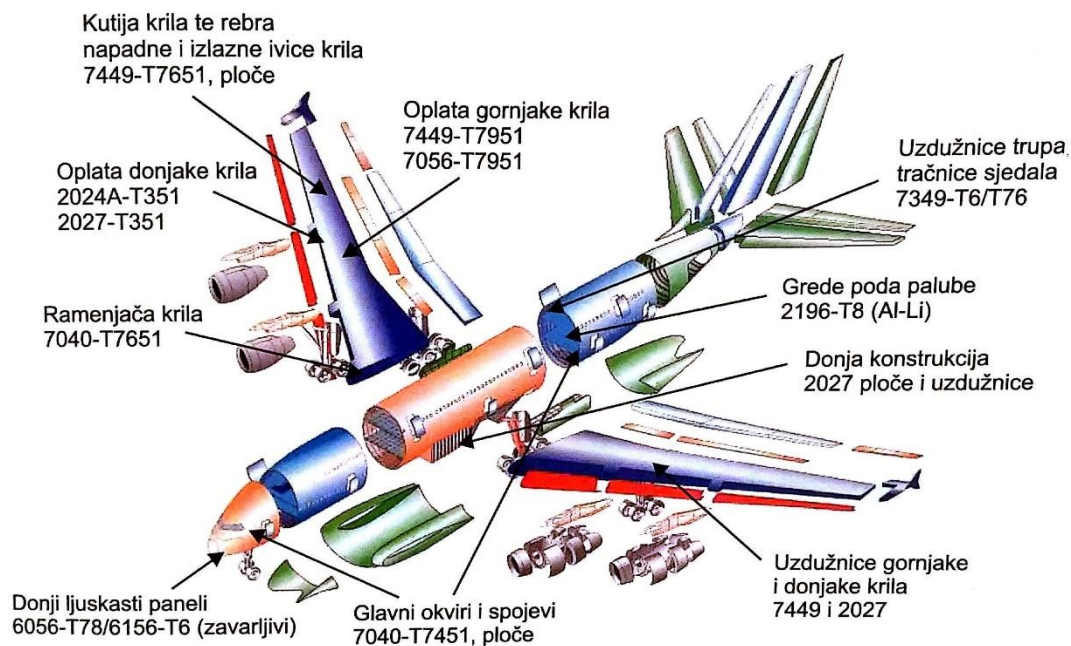
Od Al-legura zahtjeva se prvenstveno da budu pouzdane, te dobrih svojstava kao što su granica razvlačenja, vlačna čvrstoća, tvrdoća i dr. Imajući to u vidu, Al-legure za gnječenje predstavljaju primarni materijal u konstrukciji zrakoplova. Zbog svojih lošijih svojstava te veće varijabilnosti u odnosu na gnječene proizvode, Al-legure za lijevanje ne koriste se za izradu primarnih konstrukcijskih elemenata. Al-legure za gnječenje značajno su poboljšane u odnosu na prve razvijene u prošlom stoljeću. Ta poboljšanja ostvarena su boljim razumijevanjem svojstava, kontrole nečistoća te primjenom različitih vrsta toplinske obrade. Slika 13 prikazuje tijek razvoja gnječenih legura serija 2XXX i 7XXX s obzirom na ostvarene varijacije kemijskog sastava i postizivo metalurško stanje uz prikaz karakterističnih primjera primjene u zrakoplovstvu.



**Slika 13.** Kronološki razvoj gnječenih Al-legura za primjene u zrakoplovstvu /8/

Drugi primjer korištenja Al-legura u jednom zrakoplovu dan je za, do sada najveći putnički zrakoplov na svijetu, Airbus-ov dvopalubni A380-800. Ovaj zrakoplov sadrži oko 60% Al-legure u svojoj konstrukciji (slika 14).





Slika 14. Primjena Al-legure u zrakoplovu A380-800 /1/

#### 4.5.1 Durali – legure serije 2XXX

Toplinski očvrstljive legure za gnječenje serije 2XXX, poznatije kao durali, sadrže bakar (Cu) kao glavni legirni element. Uz Cu sadrže i Mg koji omogućuje dozrijevanje legure na okolišnoj ili povišenoj temperaturi te dodatno Ti, Mn, Zr i Cr uz pomoć kojih se regulira zrnatost gnječene strukture. Također sadrže željezo i silicij koji kao nečistoće nepovoljno utječu na lomnu žilavost i otpornost umoru. Svojstva ovise o legirnim elementima i postupcima toplinske obrade među kojima je najčešće zastupljeno rastopno žarenje i dozrijevanje. Legure serije 2XXX općenito mogu dozrijevati prirodno i umjetno. Maksimalna čvrstoća, kod ove skupine legura, ostvaruje se prirodnim dozrijevanjem držanjem 4 do 5 dana pri okolišnoj temperaturi. Često se obrađuju na T4 stanje (rastopno žarenje i prirodno dozrijevanje) te W stanje (rastopno žarenje i gašenje) pri čemu se hlade do niskih temperatura na kojima se usporava difuzija i sprečava proces dozrijevanja. Ovakve zakovice, koje se koriste za zakivanje elemenata zrakoplovnih konstrukcija, pohranjuju se nakon rastopnog žarenja i dozrijevanja u hladnjake i tako ostaju sve do ugradnje. Zakovice moraju biti od legure koja je sposobna prirodno dozrijevati na sobnoj temperaturi.

Legura 2024 najviše je korištena legura iz ove serije. Normalno se isporučuje u T3 stanju (tj. rastopno žarena, hladno oblikovana i prirodno dozrijevana). Iako ima osrednju granicu razvlačenja vrlo je otporna na širenje napuklina i pojavu umora te ima dobru lomnu žilavost. Limovi 2024-T3 legure obično se koriste za oplatu trupa uz prikladnu korozijsku zaštitu (slika 15). Također se koriste za izradu dijelova krila te rebara. Hladnim oblikovanjem prije dozrijevanja potpomaže se izlučivanje precipitata i skraćuje vrijeme potrebno da se ostvari maksimalna čvrstoća. Neki od čestih toplinskih postupaka jesu i obrade na T6, T8 i T9 stanje.

Legure razvijene za konstrukciju donje oplate krila uključuju 2324-T39 i ekstrudiranu leguru 2224-T351 koje imaju poboljšana svojstva u odnosu na 2024 zahvaljujući kemijskom sastavu i tehnološkoj obradi. Imaju povećanu žilavost te granicu razvlačenja, dok je sadržaj nečistoća smanjen.

Ova skupina legura zahvaljujući bakru ima visoku čvrstoću, no zbog bakra je snižena korozijska postojanost. Zbog toga se ovim legurama površina prevlači čistim aluminijem da bi se zaštitila od korozije.



**Slika 15.** Primjena aluminija u zrakoplovnim konstrukcijama

Neke od primjena legura ove skupine jesu primjerice 2014 koja se koristi u izradi naplataka kotača te za dijelove raketa. Al-legura 2049 zbog svojih odličnih svojstava kao što su mala gustoća i visoka čvrstoća rabi se za spremnike tekućih goriva i kisika rakete *Space Shuttle*. Razlog tomu je što ova legura sadrži litij kao dodatak bakru koji je izrazito lagan materijal. Legura 2090 zbog male mase koristi se za pregrade trupa zrakoplova te za ukrute podnih pregrada. Legura 2124 primjenjuje se u vojnim zrakoplovima za pregradu trupa i oplatu krila.

Tablica 5 prikazuje vrijednosti konvencionalne granice razvlačenja i vlačne čvrstoće nekih Al-legura serije 2XXX.

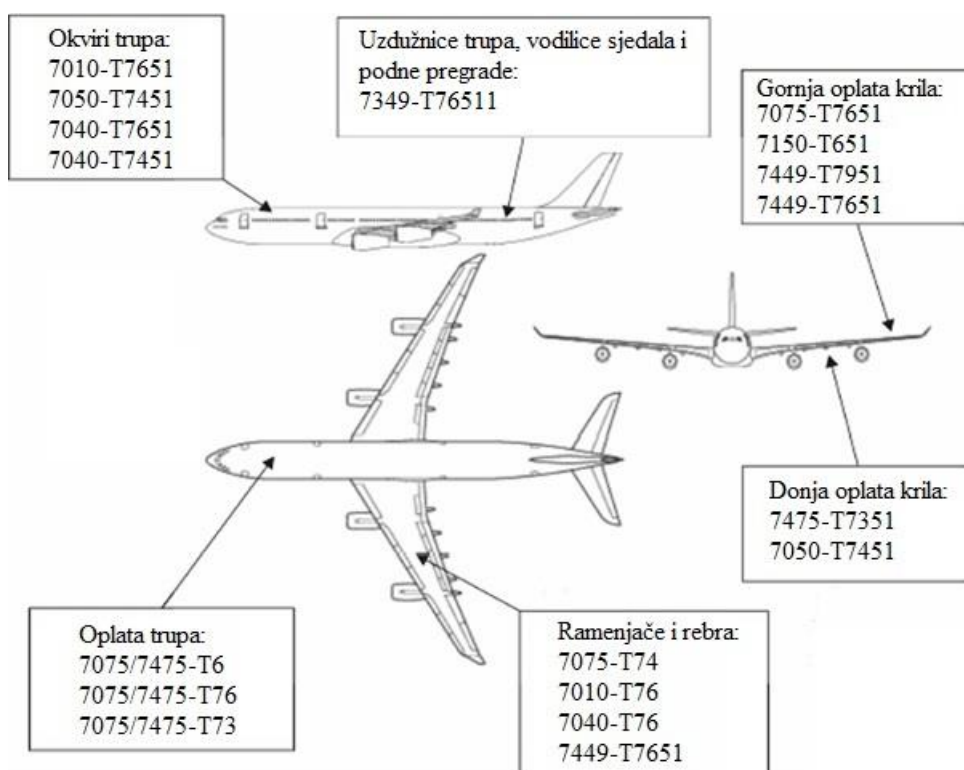
**Tablica 5.** Mehanička svojstva Al-legure serije 2XXX /1/

Legura i stanje	$R_{p0,2}$ , MPa	$R_m$ , MPa	A, %
2024-T3	290	441	15
2024-T81	400	462	5
2024-T72	317	414	5
2049-T3	407	529	17
2049-T6	680	720	4
2090-T81	517	550	8
2124-T851	393	455	5

#### 4.5.2 Konstrukti – legure serije 7XXX

Glavni legirni element ovih legura je cink uz dodataka male količine Mg koji pridonosi čvrstoći. Uz cink je obično prisutan i bakar te dodatak kroma koji pospješuje očvršnuće precipitacijom. Legure serije 7XXX sklonije su precipitacijskom očvršnuću od serije 2XXX, a mogu se prirodno i umjetno dozrijevati, s tim da se u pravilu uvijek umjetno dozrijevaju jer prirodnim dozrijevanjem nisu stabilne. Umjetnim dozrijevanjem postižu najveće vrijednosti čvrstoće među svim Al-legurama. U precipitacijski očvršnutom stanju vrijednosti čvrstoće mogu sežati i do 680 MPa. Neke od takvih legura su primjerice 7049, 7050, 7075, 7175 i dr. (slika 16). Legure koje ne sadrže bakar posjeduju nižu čvrstoću, ali su žilavije. Nakon dozrijevanja, debele ploče, otkivci i ekstrudirani proizvodi mnogih legura serije 7XXX osjetljive su na napetosnu koroziju. Zbog toga je razvijen niz termomehaničkih postupaka kojima se sprečava pojava ovog oblika korozije.

Legure ove skupine umjetno se predozrijevaju nakon rastopnog žarenja kako bi postigle optimalnu kombinaciju čvrstoće, korozijske postojanosti i lomne žilavosti. Neka od toplinskih stanja često korištenih za ovu vrstu legura su T73, T74, T75 i T77. Umjetnim predozrijevanjem također se poboljšava i otpornost na ljuštenje, a također se mogu i eloksirati kako bi se povećala debljina oksidnog  $Al_2O_3$  sloja na površini metala. U pravilu ova vrsta legure ima nižu lomnu žilavost od serije 2XXX.



Slika 16. Primjena konstruktala u zrakoplovnim konstrukcijama

Ove legure prvenstveno su namijenjene za dijelove zrakoplovnih konstrukcija koji zahtijevaju visoku čvrstoću kao što su okviri, dijelovi oplata trupa, razne pregrade trupa, gornja oplata krila, ramenjače, uzdužnice trupa i slično. Vrijednosti čvrstoće dane su u tablici 6.

Tablica 6. Mehanička svojstva Al-legure serije 7XXX /1/

Legura i stanje	$R_{p0,2}$ , MPa	$R_m$ , MPa	A, %
7075-T7451	441	510	10
7075-T6	473	545	11
7075-T651	462	524	11
7150-T6151	552	593	9
7175-T66	524	593	11
7178-T651	538	607	11
7178-T7651	505	570	11

### 4.5.3 Legure serije 8XXX

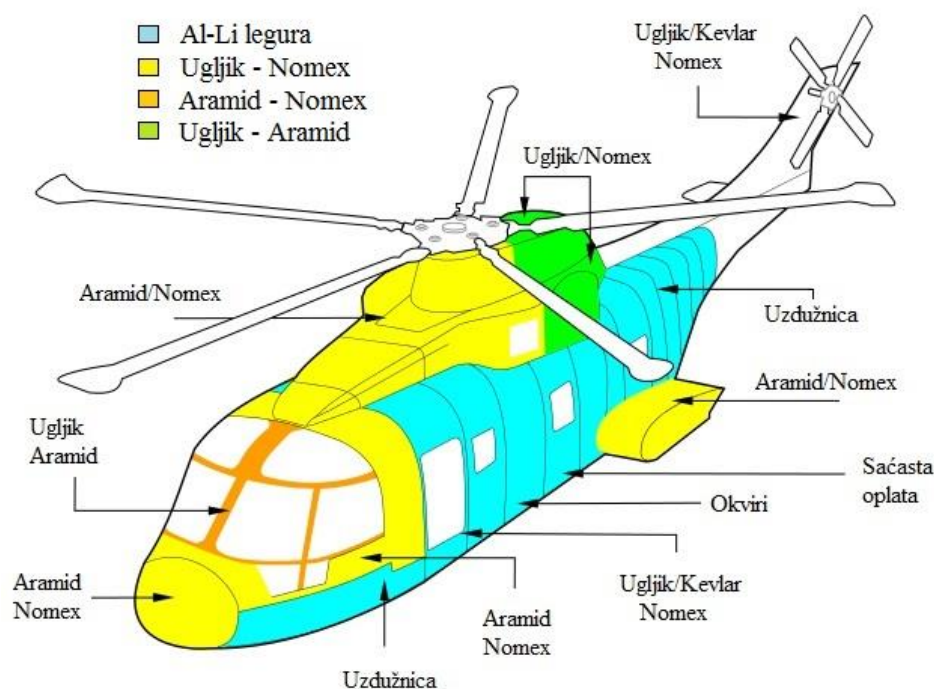
Kao što je već prije navedeno, legure serije 8XXX su legure s nekim drugim glavnim legirnim elementom kao na primjer Fe, Ni ili Li. Željezo i nikal kao legirni elementi osiguravaju čvrstoću uz mali gubitak električne vodljivosti te se koriste za izradu vodiča. Očvrstljive su hladnom deformacijom. Visokočvrste Al-Li legure predstavljaju potencijalne materijale u zrakoplovnoj industriji.

Legure aluminija i litija prvenstveno su razvijene kako bi smanjile težinu zrakoplovnih konstrukcija. Glavni razvoj ovih vrsta legure počinje 80-ih godina prošlog stoljeća s ciljem reduciranja mase, povećanja nosivosti i poboljšanja performansi zrakoplova. Litij može biti sadržan kao prateći element u legurama serije 2XXX kao što su 2049 (Al-Cu-Li-Ag-Mg-Zr), 2090 (Al-Cu-Li-Zr) i 2091 (Al-Cu-Mg-Li-Zr) ili to mogu biti posve nove legure u kojima je litij glavni element, kao na primjer legura 8090 (Al-Li-Zr-Cu-Mg).

Litij je općenito poznat kao najlakši metal, s gustoćom od  $534 \text{ kg/m}^3$ , pa se dodatkom litija učinkovito smanjuje gustoća, povećava krutost te otpornost na umor. Veća otpornost na propagaciju pukotine uslijed umora materijala je zbog većeg udjela krivudajućih putanja pukotine i zatvaranja pukotine uslijed hrapavosti materijala. Poboljšana krutost ovih legura osigurava manje izvijanje konstrukcijskih elemenata. Ostala svojstva slična su legurama serije 2XXX i 7XXX. Ove legure pripadaju skupini toplinski očvrstljivih legura koje očvršćuju precipitacijom u postupku dozrijevanja.

Unatoč svim ovim prednostima, Al-Li legure do danas nisu u potpunosti realizirane. I novije generacije legura sadrže tehničke probleme poput neujednačenosti mehaničkih svojstava, nedovoljne žilavosti i lomne žilavosti te osjetljivosti na napetosnu koroziju. Žilavost se dodatno smanjuje dugotrajnim izlaganjem pri okolišnim temperaturama ili kratkotrajnim izlaganjem povišenim temperaturama, pa se ne upotrebljavaju za izradu nadzvučnih zrakoplova u kojima dolazi do većeg zagrijavanja oplata. Dodatan problem stvara i izrazita anizotropnost svojstava kao rezultat izražene kristalografske strukture.

Legure aluminija i litija namijenjene su prvenstveno zrakoplovnim primjenama, a koriste se u obliku ploča debljine do 150 mm i ekstrudiranih proizvoda promjera do 100 mm. Primjer oplata od ove vrste legure je konstrukcija helikoptera Westland-Agusta EH-101 (slika 17).



Slika 17. Helikopter Westland-Augusta EH-101 /9/

#### 4.6 Al-legure za lijevanje

Zbog svojih lošijih svojstava u odnosu na gnječene proizvode, Al-legure za lijevanje ne koriste se u izradi primarnih konstrukcijskih elemenata, ali su svoju primjenu našle za izradu sekundarnih manje opterećenih dijelova. Pružaju značajne uštede jer zahtijevaju manji broj pozicija i time snižavaju troškove montaže. Legure za lijevanje različitog su sastava od onih za gnječenje, jer zahtijevaju neke od elemenata koji poboljšavaju žitkost rastaljenog metala i omogućavaju popunjavanje kalupne šupljine. Neki od ljevova mogu se dodatno precipitacijski očvrstnuti, ali je ona od sporedne važnosti tako da se koriste legure koje nisu toplinski očvrstljive, a imaju dobru krutost i korozijsku postojanost.

Označuju se troznamenkastom brojčanom vrijednošću pri čemu prva označava glavni legirni element dok druga i treća označuju specifičnu leguru. Neki od glavnih legirnih elemenata jesu bakar, silicij, magnezij, cink i kositar.

Prilikom precipitacije potrebno je dulje vrijeme rastopnog žarenja i gašenja u toploj ili vreloj vodi čime se smanjuju deformacije odljevaka. Odljevci se većinom isporučuju u metalurškim stanjima T6, T7 ili T5.

Kako svojstva odljevaka nisu tako ujednačena i dobra kao kod gnječenih proizvoda, kod ljevova se uobičajeno koristi faktor sigurnosti u rasponu 1,0-2,0. Pa tako, maksimalno dopušteno opterećenje lijevane legure koja ima granicu razvlačenja 200 MPa, uz faktor sigurnosti 1,3, iznosi 154 MPa.



## 5. EKSPERIMENTALNI DIO

U eksperimentalnom dijelu rada provedeno je precipitacijsko očvršnuće toplinski obradive Al-legure te je ispitana tvrdoća ispitnih uzoraka dozrijevanih na različitoj temperaturi u različitom vremenskom periodu radi utvrđivanja režima dozrijevanja koji daje maksimalnu tvrdoću.

Eksperimentalni dio sastoji se od:

- Rezanja uzoraka i njihovog označavanja
- Analize kemijskog sastava
- Brušenja i poliranja
- Određivanja temperature homogenizacije i temperatura dozrijevanja
- Rastopnog žarenja i gašenja u vodi
- Dozrijevanja na zadanim temperaturama i u zadanom trajanju
- Ispitivanja tvrdoće

### 5.1 Rezanje uzoraka i njihovo označavanje

Iz aluminijske šipke izrezano je dvanaest uzoraka. Nakon rezanja uzorci su označeni brojevima 1-12 kako bi se izbjegla njihova zamjena tokom rukovanja. Uzorak označen brojem 1 nije podvrgnut homogenizaciji te kao takav predstavlja polazno stanje za usporedbu s ostalim uzorcima koji su toplinski obrađeni. Isti uzorak je poslužio za određivanje kemijskog sastava.



**Slika 18.** Rezanje i označavanje uzoraka

## 5.2 Analiza kemijskog sastava

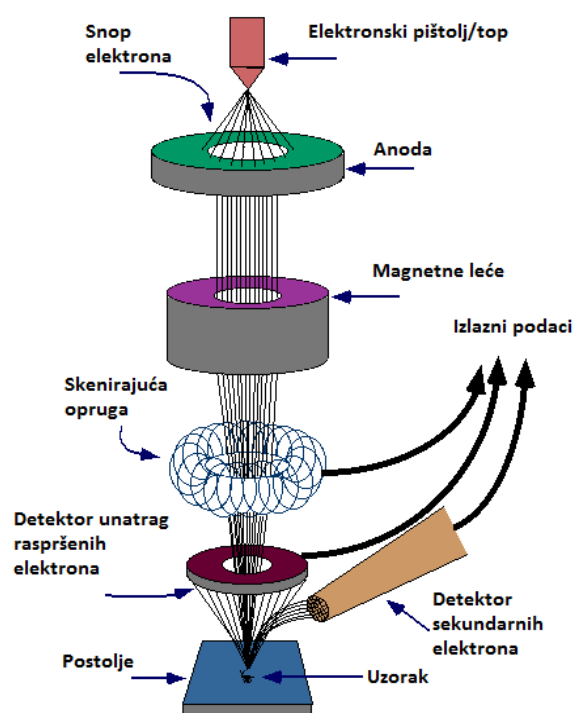
Skenirajući elektronski mikroskop (SEM), slika 19, jedan je od najvažnijih instrumenata koji se koriste u znanstveno-istraživačkom radu jer posjeduje brojne prednosti u odnosu na tradicionalne svjetlosne mikroskope. Uz razlučivost od nekoliko nanometara (najčešće 5 nm), na SEM-u je moguće postići povećanja od 10 do 300 000 puta. U usporedbi sa svjetlosnim mikroskopom, SEM ima 300 puta veće dubine polja što je korisno pri analizi topografije površine. Jedna od prednosti SEM-a je i mogućnost mikroanalize kemijskog sastava EDS metodom. U radu je korišten skenirajući elektronski mikroskop Tescan, Vega.



**Slika 19.** Skenirajući elektronski mikroskop

SEM koristi fokusiranu zraku elektrona visoke energije za generiranje raznovrsnih signala odziva površine čvrstih uzoraka. Top mikroskopa generira koncentrirani snop elektrona koji je obrađen pri prolasku kroz magnetne leće te skenirajuće opruge (slika 20). Snop se fokusira na površini uzorka te je sistematski skenira. Signali koji nastaju uslijed reakcije između elektrona i uzorka daju informacije o uzorku kao što su mikrostruktura, kemijski sastav, kristalna struktura te neka magnetska i električna svojstva. Ubrzani elektroni u SEM-u mogu sadržavati veliku količinu kinetičke energije koja se rasipa u obliku raznih signala koji nastaju između elektrona i uzorka. Ti signali uključuju sekundarne elektrone, unatrag raspršene elektrone, difrakcijske unatrag raspršene elektrone, fotone odnosno karakteristične X-zrake, vidljivu svjetlost te toplinu. Kod analize uzoraka najviše se koriste sekundarni (SE) i unatrag raspršeni elektroni (BSE); sekundarni elektroni korisni su kod prikazivanja morfologije i topografije uzoraka, npr. teksture i hrapavosti površine, a unatrag raspršeni elektroni daju kontrast između različitih konstituenata kod višefaznih materijala.

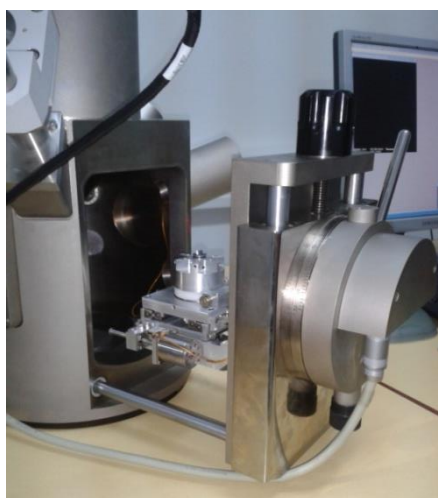




**Slika 20.** Prikaz rada i dijelova SEM-a

Osnovni dijelovi SEM-a su sljedeći:

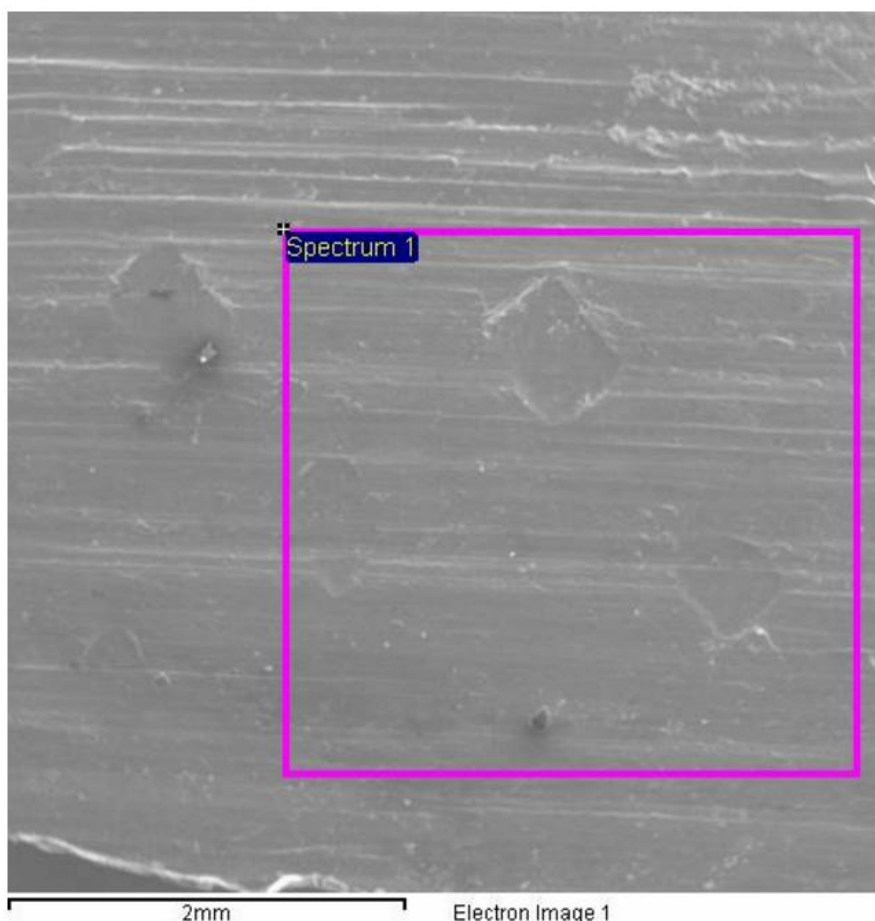
- top odnosno izvor elektrona,
- magnetne leće,
- komora za uzorak (slika 21),
- detektori signala,
- sučelje odnosno izlazni uređaji,
- infrastrukturni elementi (napajanje, vakuum, sustav za hlađenje, itd.).



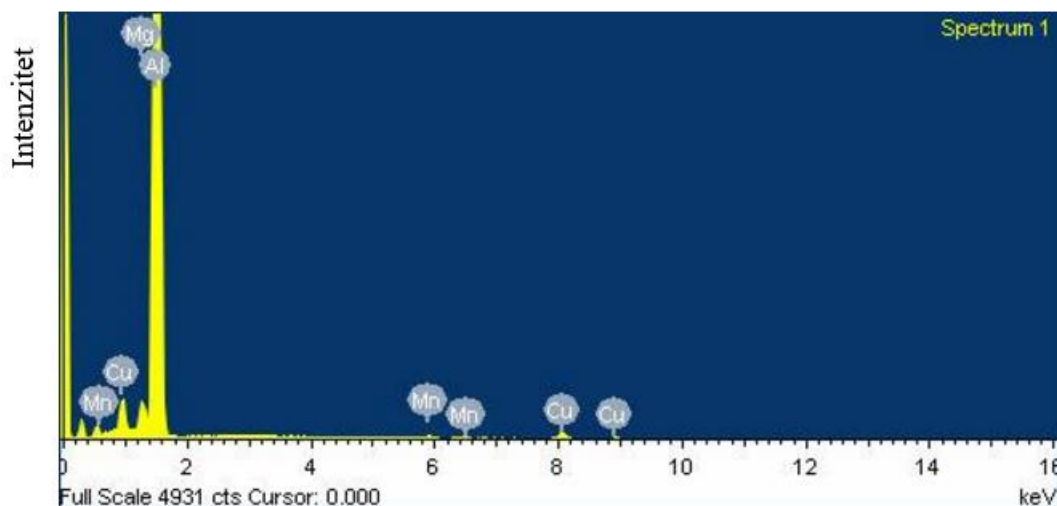
**Slika 21.** Komora za uzorak, SEM

Jedna od prednosti SEM-a je i mogućnost mikroanalize kemijskog sastava EDS (*Energy Dispersive X-ray Spectroscopy*) metodom. Kod EDS analize generiraju se X-zrake kako bi se odredio kemijski sastav. X-zrake nastaju uslijed neelastičnih sudara upadnih elektrona sa elektronima koji se nalaze u ljuskama atoma ispitivanog materijala. Kada se pobuđeni elektroni vraćaju u niži energetski nivo oni emitiraju X-zrake konstantne valne duljine. Tako svaki kemijski element opisuje karakteristične X-zrake. Separacija zračenja različitih elemenata provodi se uz pomoć EDS detektora temeljem čega se određuje maseni ili atomski udjel elementa. EDS sustav uključuje detektor X-zraka, hlađenje tekućim dušikom te programsku podršku za prikupljanje i analizu podataka.

Rezultati EDS analize prikazani su slikama 22 i 23. Slika 22 predočava mjesto na kojem je provedeno ispitivanje, a slika 23 daje grafički prikaz ovisnosti intenziteta o energiji X-zračenja izraženoj u keV. Maksimalne vrijednosti energije odgovaraju različitim elementima u uzorku. Atomski ili maseni udjel određenog elementa određuje se prema broju signala za taj element. U tablici 7 navedene su vrijednosti udjela za analizirane elemente.



**Slika 22.** Položaj analiziranog mjesta



Slika 23. EDS analiza

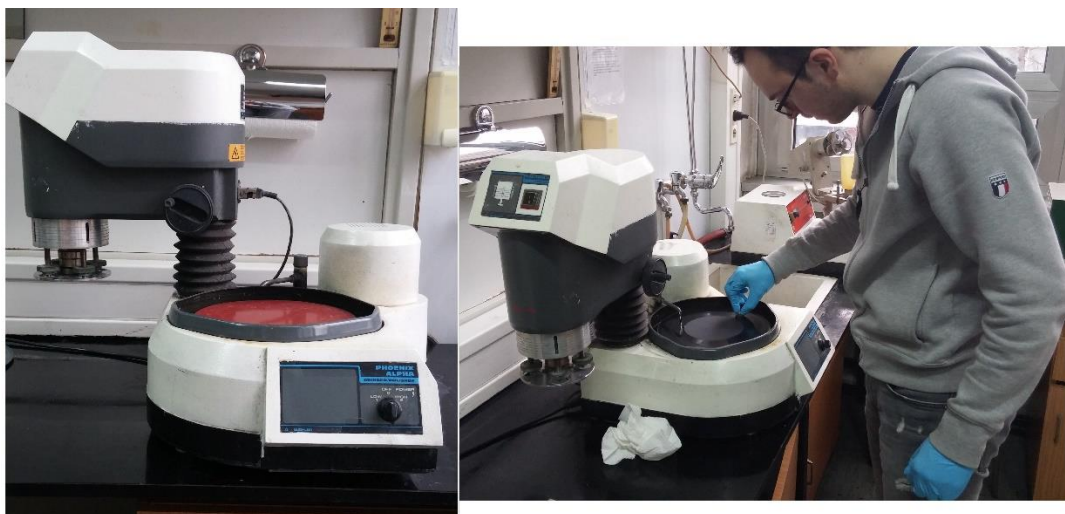
Tablica 7. Rezultati kemijskog sastava

Element	Maseni udio %	Atomski udio %
Aluminij	93,27	95,93
Bakar	4,32	1,89
Magnezij	1,52	1,74
Mangan	0,89	0,45

EDS mikroanaliza kemijskog sastava pokazala je da se uzorak većinom sastoji od aluminija (93,27 %) uz dodatak 4,32 % bakra, 1,52 % magnezija te 0,89 % mangana. Temeljem navedenog očito je da se radi o aluminijskoj leguri oznake 2024.

### 5.3 Brušenje i poliranje uzoraka

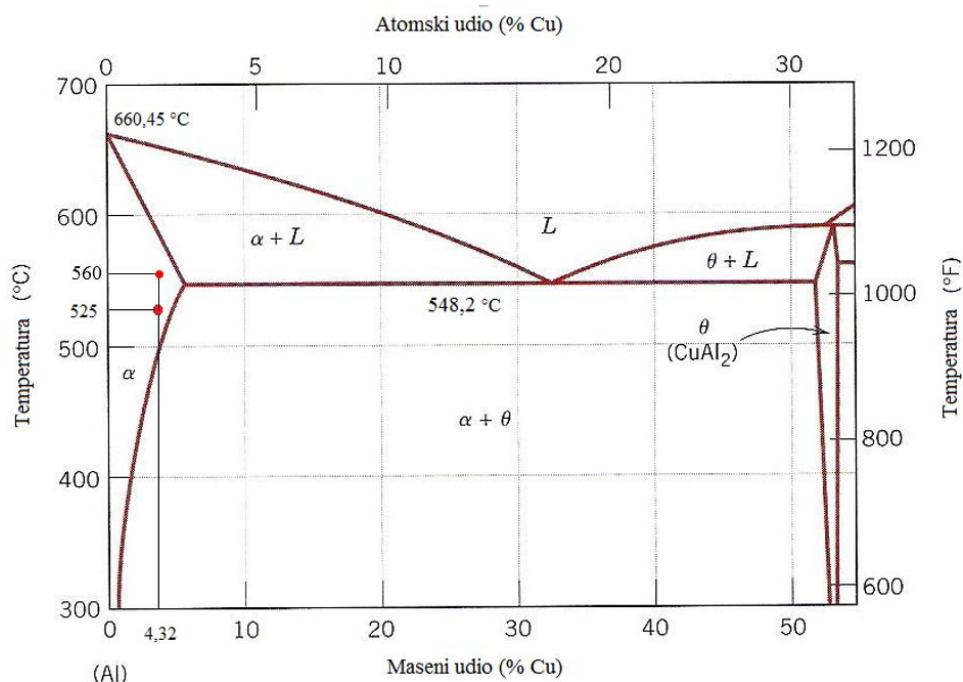
Radi ispitivanja tvrdoće površina uzoraka mora biti glatka i sjajna, bez oštećenja, kako bi što točnije mogli odrediti vrijednost tvrdoće. Zbog toga su uzorci brušeni i polirani. Brušenje je provedeno na uređaju za brušenje i poliranje proizvođača Buehler, model Phoenix Alpha (slika 24), koji se sastoji od rotirajuće ploče koja ima dvije različite brzine vrtnje, a na koju se stavlja brusni papir. Brušenje je provedeno u više faza: prvo su uzorci brušeni s grubim brusnim papirom hrapavosti p320, a zatim su redom korišteni papiri sve manje zrnatosti da bi na kraju uslijedilo fino brušenje brusnim papirom p4000. Time je postignuta izrazito glatka i fina površina za ispitivanje.



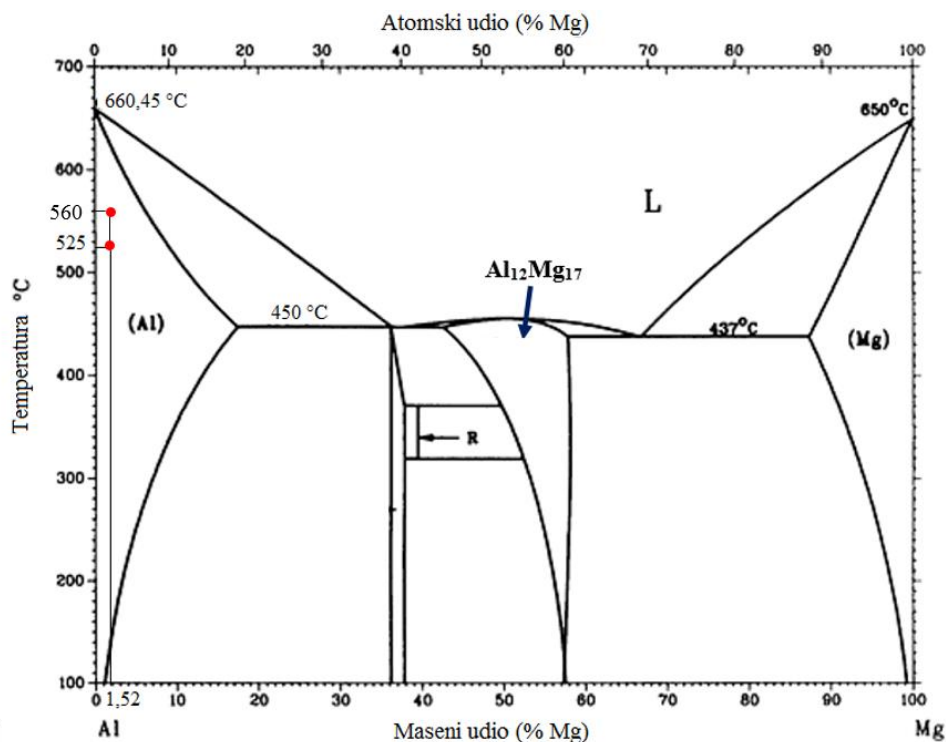
Slika 24. Uređaj za brušenje i poliranje

#### 5.4 Rastopno žarenje i dozrijevanje

Prije samog rastopnog žarenja određena je, uz pomoć dijagrama stanja Al-Cu i Al-Mg (slika 25 i 26), temperatura homogenizacije ispitnih uzoraka. Ona mora biti iznad krivulje topivosti u čvrstom stanju, ali ne smije biti previsoka, jer može doći do taljenja pri čemu je uzorak uništen i mora se baciti. S druge strane ne smije biti ni preniska jer otapanje legiranih elemenata neće biti potpuno i legura dozrijevanjem neće očvrnuti. Temeljem toga određena su dvije moguće temperature žarenja 525°C i 560°C.



Slika 25. Dijagram stanja Al-Cu



Slika 26. Dijagram stanja Al-Mg

Rastopno žarenje mora trajati dovoljno dugo kako bi legura difuzijom postigla ravnotežno stanje, odnosno kako bi se otapanjem čestica intermetalne faze postigla potpuna apsorpcija stranih atoma u kristalu mješancu aluminija.

Za žarenje je korištena elektro-otporna peć s automatskom regulacijom temperature (slika 27). Peć je zagrijana na traženu temperaturu homogenizacije. Nakon toga uzorci su stavljeni u peć i žareni 1 odnosno 2 sata. Nakon isteka vremena uzorci su gašeni u vodi kako bi se postigla prezasićena čvrsta otopina uz prisilno otapanje legiranih elemenata u  $\alpha$  kristalu mješancu aluminija. Gašenje treba izvesti što je brže moguće kako bi se onemogućilo sporo ohlađivanje u području kritičnih temperatura gdje nastupa vrlo brza precipitacija. Brzina gašenja može se povećati miješanjem kojim dolazi do kidanja parnog omotača formiranog oko uzorka u ranoj fazi gašenja. Uzorci su gašeni u dovoljnoj količini vode čime se sprečava osjetniji porast temperature sredstva za ohlađivanje i time preuranjena precipitacija.

Uzorak broj 1 predstavlja polazno stanje pa stoga nije rastopno žaren ni gašen u vodi, uzorak broj 2 žaren je i hlađen na zraku, dok je uzorak broj 3 žaren i gašen u vodi, ali nije dozrijevan, s ciljem utvrđivanja tvrdoće i takvih, ne dozrijevanih uzoraka.



**Slika 27.** Elektropeć-otporna peć za toplinsku obradu

Osnova dozrijevanja je difuzija koja se ubrzava porastom temperature pa se umjetnim dozrijevanjem pri temperaturama 100-200°C ostvaruje veći porast čvrstoće i tvrdoće nego prirodnim dozrijevanjem. Stoga je odlučeno da će se uzorci dozrijevati na temperaturama 130°C, 160°C i 190°C u trajanju od 1, 4 i 10 sati, kako pokazuje tablica 8.

**Tablica 8.** Temperaturno-vremenski režim dozrijevanja uzoraka

Uzorak	Temperatura dozrijevanja, °C	Vrijeme držanja, h
Uzorak 4	130	1
Uzorak 5	130	4
Uzorak 6	130	10
Uzorak 7	160	1
Uzorak 8	160	4
Uzorak 9	160	10
Uzorak 10	190	1
Uzorak 11	190	4
Uzorak 12	190	10



## 5.5 Mjerenje tvrdoće

Mjerenje tvrdoće provedeno je po Vickersovoj metodi, a vrši se utiskivanjem dijamantne četverostrane piramide s vršnim kutom od  $136^\circ$  opterećene silom  $F$ , slika 28. Oznaka tvrdoće je HV, a iskazuje se kao omjer sile utiskivanja i površine utisnuća, te se računa po formuli:

$$HV = \frac{F}{A} \approx \frac{1,8544 * F}{d^2}$$

pri čemu je  $F$  sila utiskivanja u Njutnima, a  $d = (d_1 + d_2)/2$  srednja vrijednost dijagonale u milimetrima. Minimalna debljina uzorka koja se zahtjeva pri ispitivanju ovom metodom mora biti 8 puta veća od dubine otiska. Također treba pripaziti na udaljenost otiska od ruba uzorka, kako bi se izbjegao utjecaj rubova na tvrdoću uzorka.

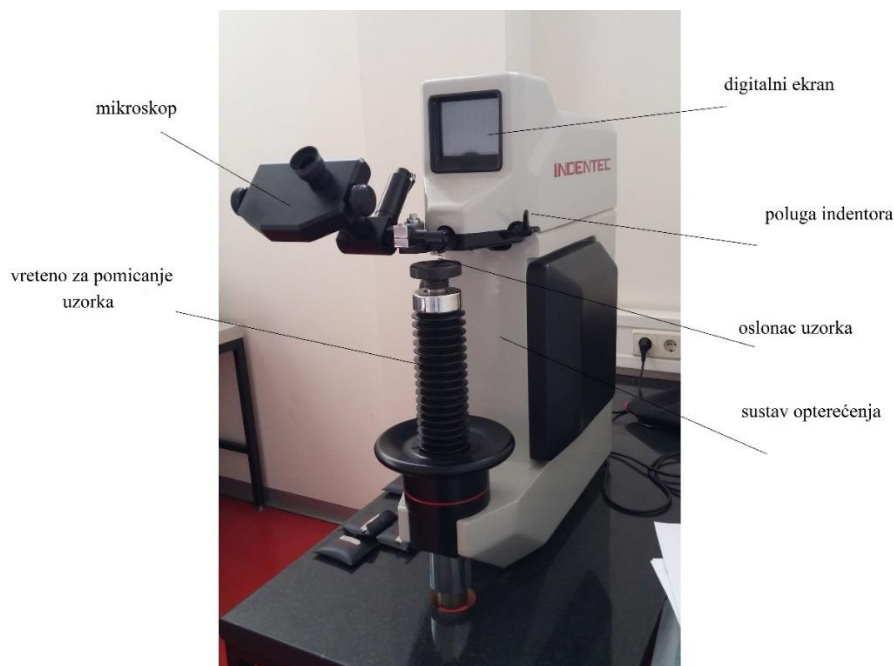
Prednosti ove metode su mogućnost mjerenja tvrdoće i najtvrdih materijala zahvaljujući dijamantnom indentoru i neovisnost tvrdoće o sili utiskivanja kao rezultat njegove geometrije. Otisak je vrlo malen pa ne oštećuje površinu što je bitno kod gotovih proizvoda. Mogu se mjeriti i tanki uzorci primjenom male sile utiskivanja.

Nedostatak ove metode je potreba za finim brušenjem i poliranjem, te mjerenje veličine uzorka pomoću mjernog mikroskopa.



**Slika 28.** Vickersova metoda ispitivanja tvrdoće

Ispitivanje tvrdoće toplinski obrađenih aluminijskih uzoraka provedeno je na tvrdomjeru proizvođača *Indentec* (slika 29). Ispitni uzorak se postavlja na oslonac koji se može vertikalno pomicati s pomoću vretena i okretnog kola. Uređaj ima digitalni zaslon te se na njemu odabire iznos opterećenja koje je za potrebe ovog rada iznosilo 9,81 N (metoda HV1). Potom se odabire mjesto utiskivanja te se okretanjem poluge indentor postavlja iznad uzorka. Pritiskom tipke S na digitalnom zaslonu započinje opterećivanje i nakon što se postigne zadani iznos sile, opterećenje djeluje još 10 sekundi. Nakon rasterećenja indentor se vraća u početni položaj i pomoću mjernog mikroskopa se mjere dvije međusobno okomite dijagonale otiska temeljem kojih se računa vrijednost tvrdoće. Kod gore navedenog tvrdomjera iznos tvrdoće se automatski očitava na zaslonu tvrdomjera.



Slika 29. Tvrdomjer Indentec

Na svakom od uzoraka provedeno je po 5 ispitivanja tvrdoće čije su vrijednosti dane u prilogu tako da tablice 11 do 14 prikazuju vrijednost tvrdoće uzoraka žarenih pri 525°C u trajanju 1h, dok se tablice 15 do 18 odnose na uzorke homogenizirane pri temperaturi 560°C u vremenu 2h. Tablica 9 i 10 prikazuju prosječne vrijednosti tvrdoće s obzirom na režime toplinske obrade.

Tablica 9. Vrijednosti tvrdoće uzoraka rastopno žarenih na 525°C/1h

Broj uzorka	Homogeniziran 525°C/1h	Gašen u vodi	Temperatura dozrijevanja	Vrijeme držanja	Tvrdoća HV1
1	×	×	×	×	156,9
2	✓	×	×	×	117,2
3	✓	✓	×	×	148
4	✓	✓	130 °C	1 h	141,3
5	✓	✓	130 °C	4 h	143,3
6	✓	✓	130 °C	10 h	143,5
7	✓	✓	160 °C	1 h	138,6
8	✓	✓	160 °C	4 h	142,8
9	✓	✓	160 °C	10 h	143,6
10	✓	✓	190 °C	1 h	142,3
11	✓	✓	190 °C	4 h	145,3
12	✓	✓	190 °C	10 h	147,9

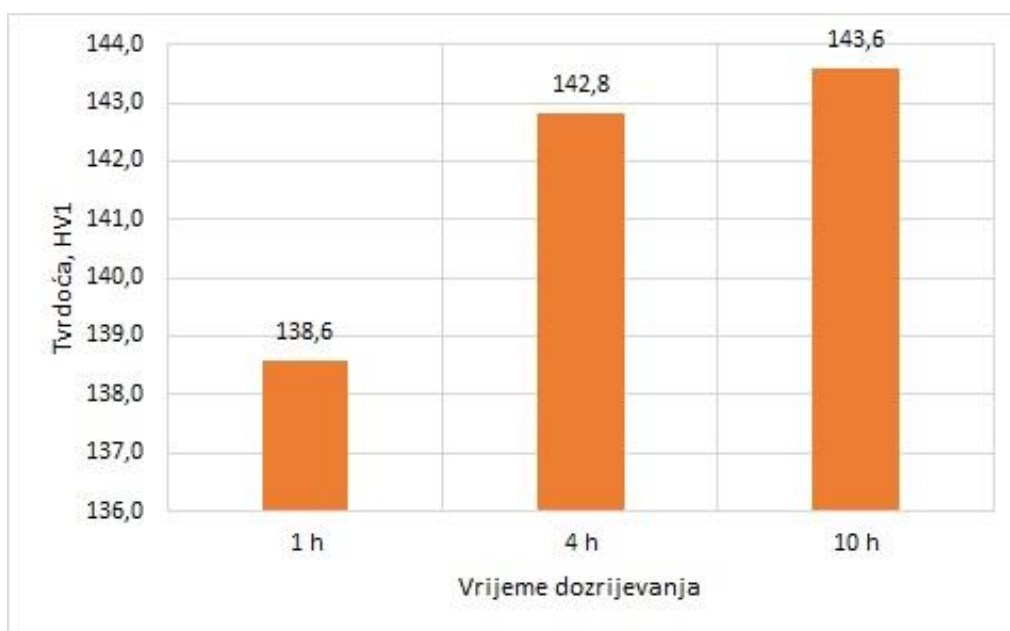


**Tablica 10.** Vrijednosti tvrdoće uzoraka rastopno žarenih na 560°C/2h

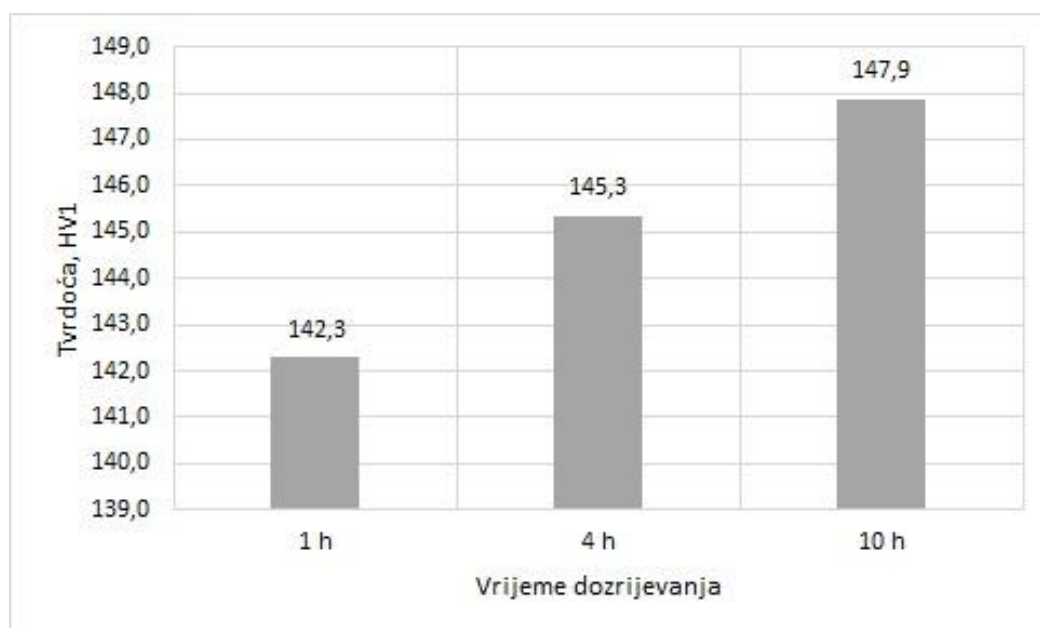
Broj uzorka	Homogeniziran 560°C/2h	Gašen u vodi	Temperatura dozrijevanja	Vrijeme držanja	Tvrdoća HV1
1	×	×	×	×	156,9
2	✓	×	×	×	137,2
3	✓	✓	×	×	122,2
4	✓	✓	130 °C	1 h	117,9
5	✓	✓	130 °C	4 h	127,3
6	✓	✓	130 °C	10 h	117,7
7	✓	✓	160 °C	1 h	122,3
8	✓	✓	160 °C	4 h	124,1
9	✓	✓	160 °C	10 h	122,2
10	✓	✓	190 °C	1 h	122,6
11	✓	✓	190 °C	4 h	117,8
12	✓	✓	190 °C	10 h	117,6

Na slikama 30, 31 i 32 dijagramski su prikazane tvrdoće s obzirom na temperaturu i trajanje dozrijevanja prethodno rastopno žarenih uzoraka na temperaturi 525°C/1h.

**Slika 30.** Vrijednosti tvrdoće uzoraka dozrijevanja na 130°C nakon homogenizacije pri 525°C/1h

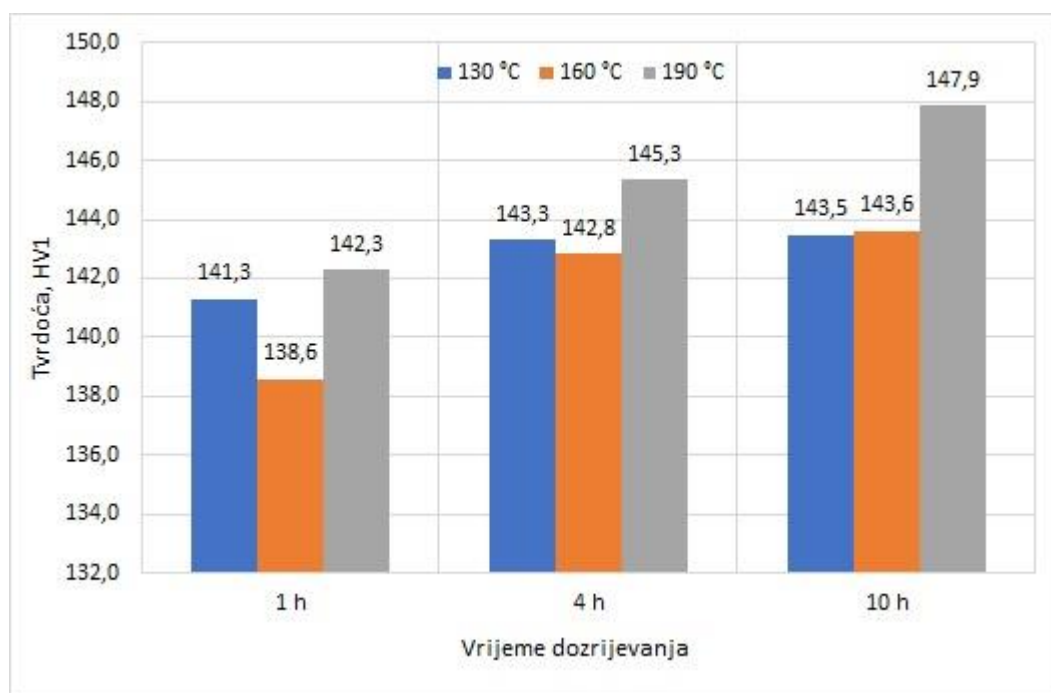


**Slika 31.** Vrijednosti tvrdoće uzoraka dozrijevanja na 160°C nakon homogenizacije pri 525°C/1h

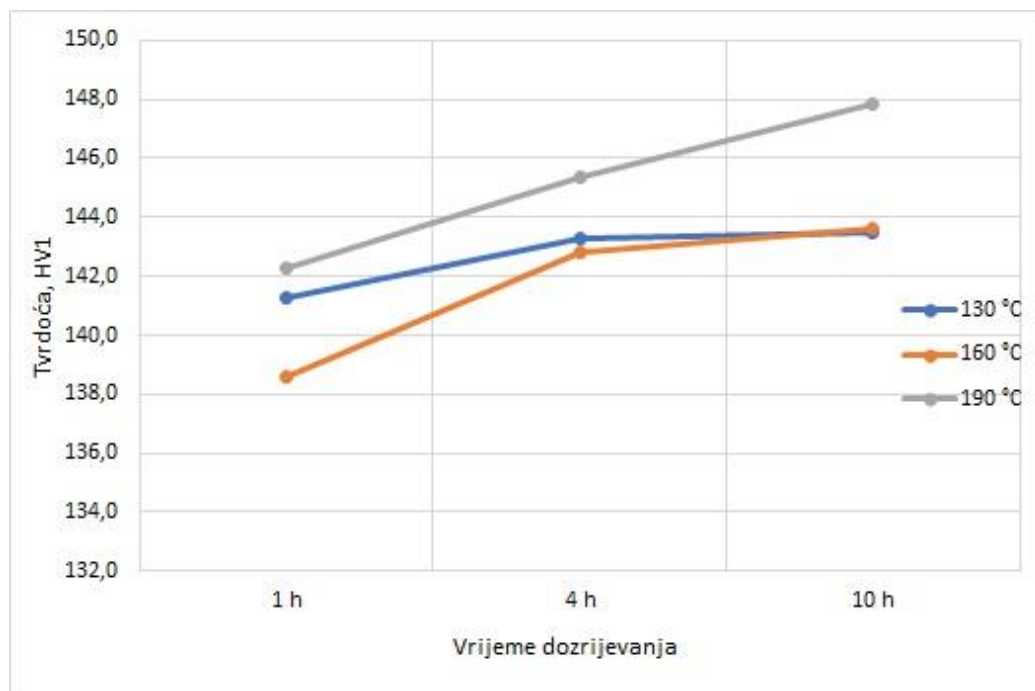


**Slika 32.** Vrijednosti tvrdoće uzoraka dozrijevanja na 190°C nakon homogenizacije pri 525°C/1h

Usporedba tvrdoća za sve tri temperature dozrijevanja u vremenskom trajanju od 1, 4 i 10 sati prikazana je na slikama 33 i 34.



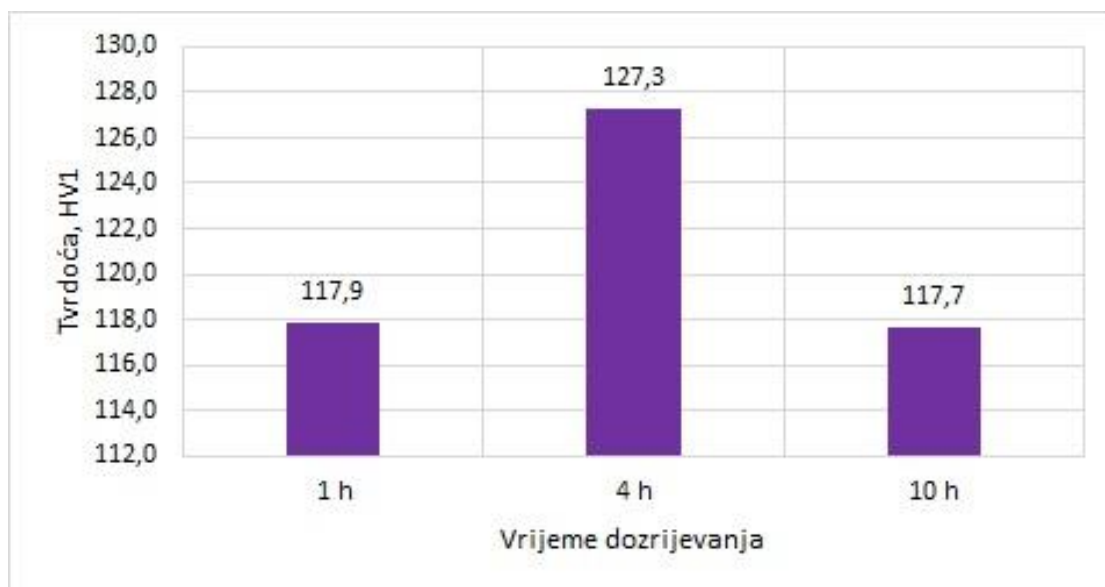
**Slika 33.** Usporedba tvrdoća u ovisnosti o temperaturi i trajanju dozrijevanja nakon homogenizacije pri 525°C/1h



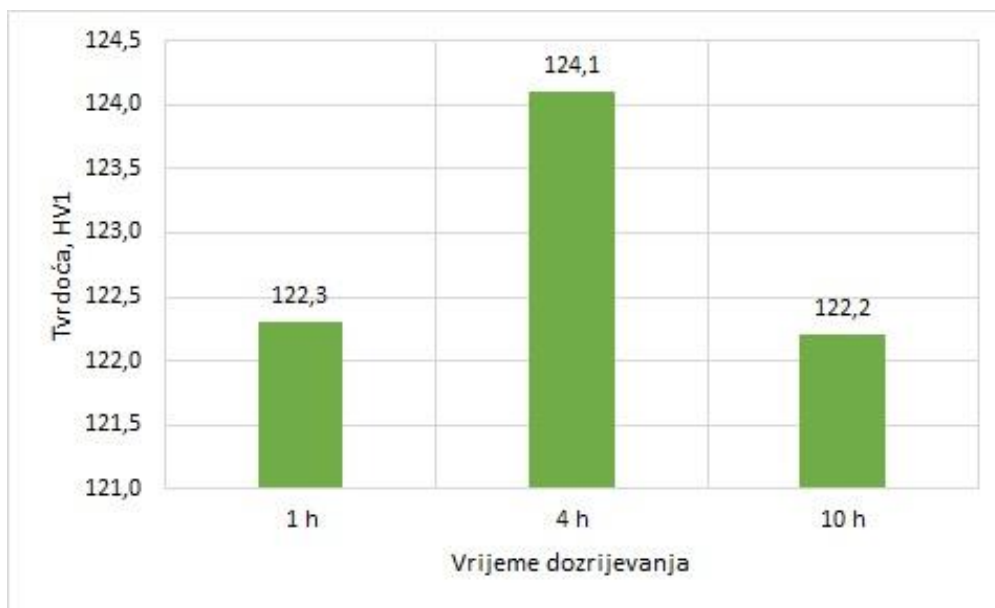
**Slika 34.** Dijagramski prikaz ovisnosti tvrdoće o vremenu dozrijevanja nakon homogenizacije pri 525°C/1h

Slika 33 pokazuje da se najviše vrijednosti tvrdoće postižu pri dozrijevanju u trajanju od deset sati, a najniže u trajanju od jednog sata. Isto tako, na slici 34 je vidljivo da dozrijevanje na temperaturi od 160°C daje najniže vrijednosti tvrdoće dok se više vrijednosti postižu pri temperaturi dozrijevanja od 130°C, a najviše pri onoj od 190°C. Također je vidljivo da se povećanjem trajanja dozrijevanja povećava i tvrdoća uzoraka. Uzorak dozrijevan na temperaturi 190°C u trajanju od 10 sati ima najvišu vrijednost tvrdoće 147,9 HV.

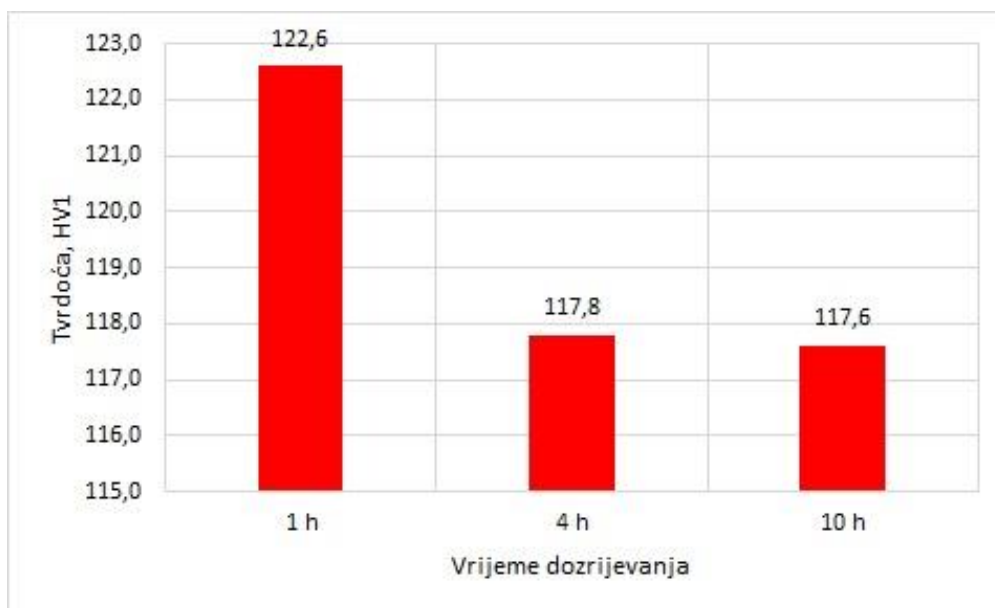
Međutim, ta vrijednost tvrdoće manja je od tvrdoće polaznog stanja pa je očito da dozrijevanjem rastopno žarenih uzoraka na temperaturi 525°C u trajanju 1 sat nije ostvaren očekivani porast tvrdoće. Razlog tome je osjetljivost aluminijske legure na temperaturu i trajanje rastopnog žarenja pa se legirni elementi očito nisu u potpunosti otopili u kristalu mješancu aluminija. Situacija je drugačija ako se rastopno žarenje provede na višoj temperaturi 560°C u trajanju 2 sata. Rezultati dozrijevanja nakon takve homogenizacije prikazani su slikama 35-37.



**Slika 35.** Vrijednosti tvrdoće uzoraka dozrijevanja na 130°C nakon homogenizacije pri 560°C/2h

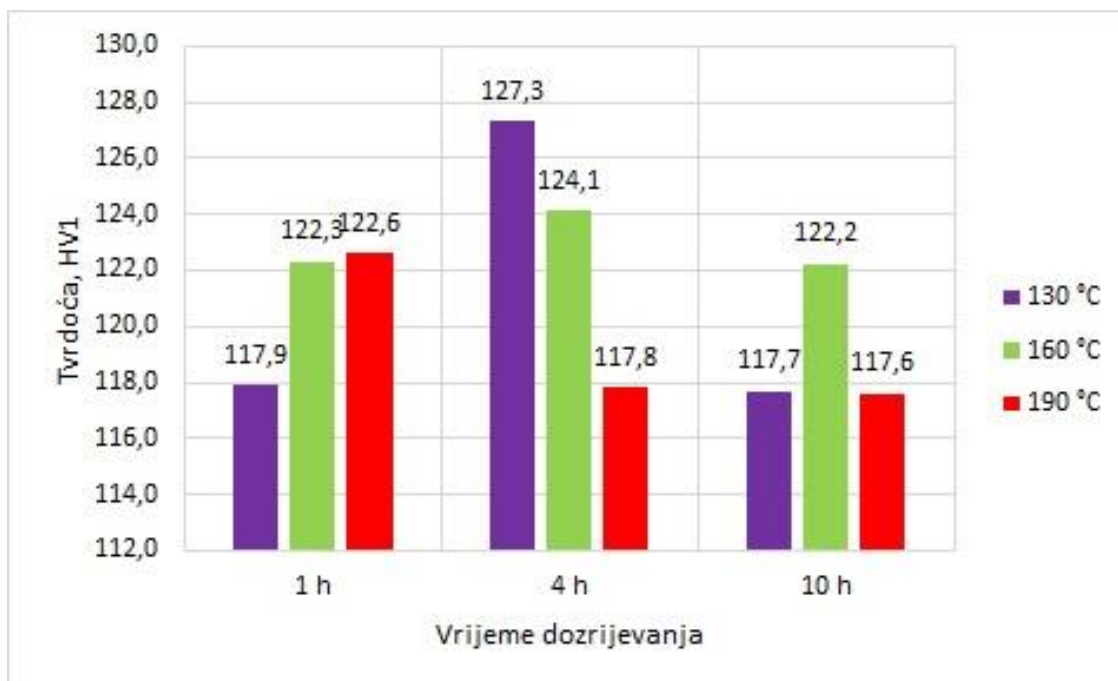


**Slika 36.** Vrijednosti tvrdoće uzoraka dozrijevanja na 160°C nakon homogenizacije pri 560°C/2h

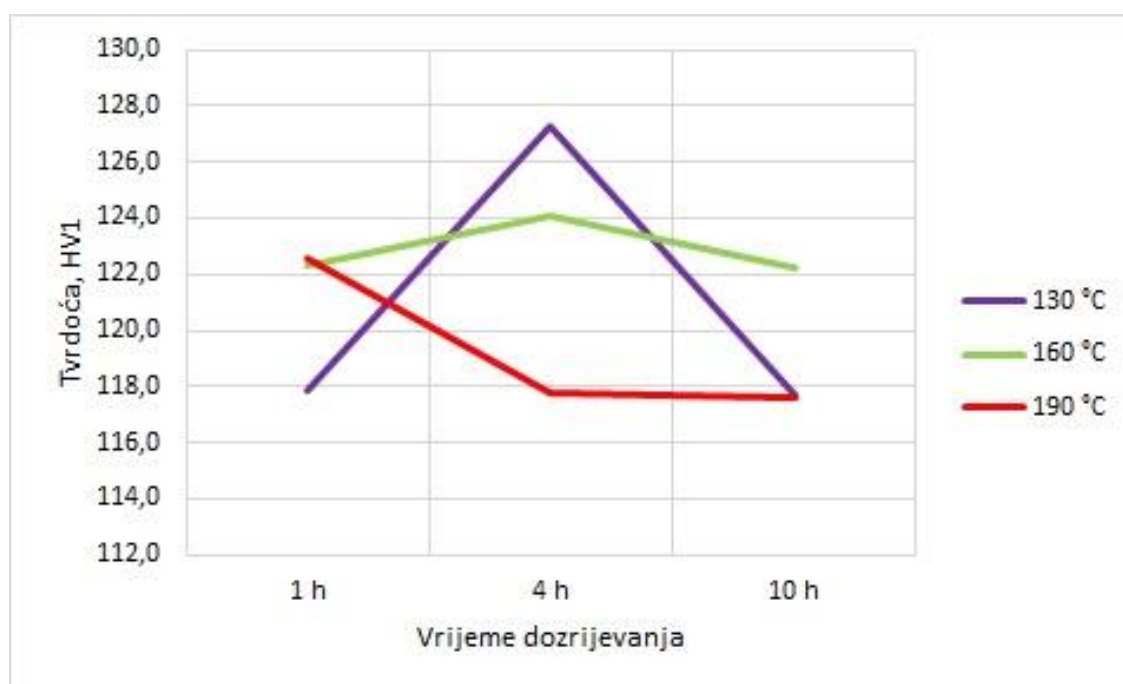


**Slika 37.** Vrijednosti tvrdoće uzoraka dozrijevanja na 190°C nakon homogenizacije pri 560°C/2h

Usporedba tvrdoća za sve tri temperature dozrijevanja u vremenskom trajanju od 1, 4 i 10 sati pri homogenizaciji na 560 °C u trajanju od 2 sata prikazana je na slici 38.



**Slika 38.** Usporedba tvrdoća u ovisnosti o temperaturi i trajanju dozrijevanja nakon homogenizacije pri 560°C/2h



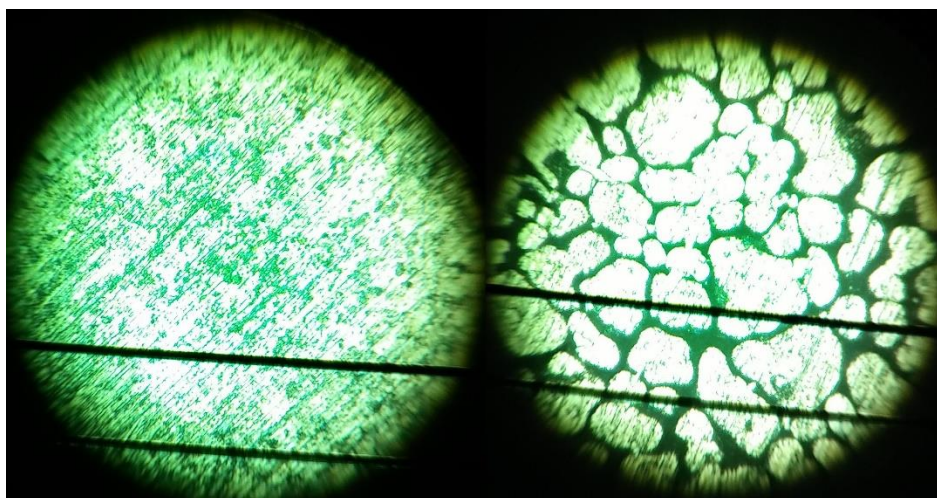
**Slika 39.** Dijagramski prikaz ovisnosti tvrdoće o vremenu dozrijevanja

Slika 40 prikazuje usporedbu tvrdoće uzoraka za dva različita režima homogenizacije.



**Slika 40.** Usporedba tvrdoće uzoraka homogeniziranih na različitim temperaturama i trajanju

Uzorci dozrijevani nakon homogenizacije pri 560°C u trajanju od 2 sata pokazuju niže vrijednosti tvrdoće od onih dozrijevanih nakon žarenja pri 525°C/1h, pa tako maksimalna vrijednost iznosi 127,3 HV1 za temperaturu dozrijevanja 130°C u trajanju od 4 sata. Niža je za 20 HV1 od maksimalne dobivene pri temperaturi homogenizacije 525°C, što se vidi iz slike 40. Ovakav režim homogenizacije rezultira porastom tvrdoće samo kod uzoraka dozrijevanih 1 sat, dok se kod ostalih bilježi pad tvrdoće s povećanjem temperature i vremena dozrijevanja. Razlog nižih vrijednosti tvrdoće je predugo trajanje homogenizacije koje vodi abnormalnom rastu kristalnog zrna. Na slici 41 prikazane su mikrostrukture uzorka nakon homogenizacije pri 525°C (lijevo) i 560°C (desno).



**Slika 41.** Prikaz normalnog i povećanog zrna

Vidljivo je da se različitim režimom homogenizacije bitno mijenja mikrostruktura materijala što zasigurno utječe na tvrdoću. Povećanjem zrna pada i tvrdoća materijala.



## 6. ZAKLJUČAK

Cilj ovog rada bio je provesti precipitacijsko očvršnuće aluminijeve legure serije 2XXX i utvrditi kako temperatura i trajanje dozrijevanja utječu na tvrdoću. Postupak očvršnuća, koji se sastoji se od rastopnog žarenja, homogenizacije, gašenja te dozrijevanja na različitim temperaturama i u različitom trajanju, rezultira nižom tvrdoćom u odnosu na polazno stanje. Razlog tome je činjenica da je legura u početnom stanju već očvrsnuta hladnom deformacijom unesenom plastičnim oblikovanjem.

Parametre homogenizacije treba pažljivo odabrati jer preniska temperatura homogenizacije neće omogućiti potpuno otapanje legiranih elemenata u kristalnu mješancu aluminija, dok previsoka temperatura može uzrokovati djelomično taljenje konstituenata. Također je bitno i vrijeme rastopnog žarenja jer prekratko žarenje neće omogućiti potpunu homogenizaciju, a ukoliko je vrijeme predugo doći će naglog rasta kristalnog zrna uslijed izraženih difuzijskih procesa.

Iako su za oba režima homogenizacije dobivene niže vrijednosti tvrdoće od polaznog stanja, postupak dozrijevanja ispitnih uzoraka u režimu homogenizacije 525°C/1h rezultira porastom tvrdoće s obzirom na trajanje i temperaturu dozrijevanja svih uzoraka, dok kod drugog režima to nije slučaj. Moguće je pretpostaviti da kod homogenizacije pri 525°C/1h nije došlo do potpunog otapanja intermetalnih spojeva pa se oni dozrijevanjem nisu mogli izlučiti u obliku malih sitnih precipitata koji bi uzrokovali porast tvrdoće. S druge strane homogenizacijom pri višoj temperaturi 560°C u trajanju 2 sata došlo je do izrazito velikog rasta zrna čime je snižena tvrdoća materijala i ona se više nije mogla povećati kroz postupak dozrijevanja.

Ovim ispitivanjem ustanovljeno je da parametri homogenizacije i dozrijevanja bitno utječu na mikrostrukturu materijala što se u konačnici odražava na tvrdoću materijala.

## LITERATURA

- /1/ D. Ćorić, T. Filetin: *Materijali u zrakoplovstvu*, Fakultet strojarstva i brodogradnje, Ivana Lučića 5, Zagreb, 2012.
- /2/ T. Filetin, F. Kovačiček, J. Indof: *Svojstva i primjena materijala*, Fakultet strojarstva i brodogradnje, Ivana Lučića 5, Zagreb, 2007.
- /3/ M. Stupnišek, F. Cajner: *Osnove toplinske obrade metala*, Fakultet strojarstva i brodogradnje, Ivana Lučića 5, Zagreb, 2001.
- /4/ [https://www.princeton.edu/~humcomp/bikes/design/desi\\_39.htm](https://www.princeton.edu/~humcomp/bikes/design/desi_39.htm)
- /5/ <https://degradationworld.wordpress.com/2014/12/14/new-materials-being-used-in-aircraft-industry/>
- /6/ [http://www.engineeringtoolbox.com/engineering-materials-properties-d\\_1225.html](http://www.engineeringtoolbox.com/engineering-materials-properties-d_1225.html)
- /7/ K.-H. Rendigs: Current Aircraft Metal Technologies, Airbus;  
<http://www.polishengineers.org>
- /8/ <https://www.linkedin.com/pulse/20141128115616-82097713-advanced-aluminum-expected-to-play-greater-role-in-next-gen-aircraft-structures>
- /9/ [https://en.wikipedia.org/wiki/AgustaWestland\\_AW101](https://en.wikipedia.org/wiki/AgustaWestland_AW101)
- /10/ <http://www.totalmateria.com/Article58.htm>
- /11/ <http://www.aircraftspruce.com/catalog/mepages/aluminfo.php>
- /12/ <http://www.globalsecurity.org/military/systems/aircraft/intro-wood.htm>
- /13/ <http://metalspecialist.continentalsteel.com/blog/aluminum-in-the-aerospace-industry>
- /14/ U.S. Department of Transportation: Federal Aviation Administration: *Aviation Maintenance Technician Handbook*, 2008.

## PRILOG

**Tablica 11.** Vrijednosti tvrdoće uzoraka koji nisu dozrijevani nakon homogenizacije pri 525°C/1 h

Broj uzorka	1			2			3		
Mjerenje:	d1	d2	HV	d1	d2	HV	d1	d2	HV
1	0,1098	0,1078	156,6	0,1255	0,1248	118,3	0,1113	0,1123	148,3
2	0,1064	0,1077	161,6	0,1256	0,1245	118,4	0,1125	0,1135	145,2
3	0,1086	0,1089	156,6	0,1284	0,127	113,7	0,1132	0,1113	147
4	0,1088	0,1096	155,5	0,1262	0,1237	118,6	0,1115	0,1118	148,6
5	0,1106	0,1087	154	0,1268	0,1248	117,1	0,1111	0,1104	151
$\bar{x}$			<b>156,86</b>			<b>117,22</b>			<b>148,02</b>

**Tablica 12.** Vrijednosti tvrdoće uzoraka dozrijevanih na 130°C nakon homogenizacije pri 525°C/1 h

Broj uzorka	4			5			6		
Mjerenje:	d1	d2	HV	d1	d2	HV	d1	d2	HV
1	0,1143	0,115	140,9	0,1136	0,1128	144,7	0,1132	0,1142	143,4
2	0,1152	0,1157	139	0,113	0,1141	143,6	0,1152	0,1137	141,4
3	0,1171	0,1125	140,7	0,1144	0,1148	141,1	0,1125	0,1143	143,6
4	0,1154	0,1134	141,6	0,1154	0,1139	140,9	0,114	0,1147	141,6
5	0,113	0,1138	144,2	0,1126	0,1125	146,2	0,1115	0,1129	147,3
$\bar{x}$			<b>141,28</b>			<b>143,3</b>			<b>143,46</b>

**Tablica 13.** Vrijednosti tvrdoće uzoraka dozrijevanih na 160°C nakon homogenizacije pri 525°C/1 h

Broj uzorka	7			8			9		
Mjerenje:	d1	d2	HV	d1	d2	HV	d1	d2	HV
1	0,117	0,118	134,3	0,1132	0,1125	145,4	0,1135	0,114	143,1
2	0,1137	0,1149	141,9	0,114	0,1134	143,4	0,1129	0,1119	146,7
3	0,1140,	0,1144	142,1	0,1137	0,1127	144,7	0,1135	0,1131	144,4
4	0,1149	0,1152	139,9	0,115	0,1159	139	0,1137	0,1132	143,9
5	0,1175	0,117	134,7	0,1139	0,1149	141,6	0,1144	0,1157	139,9
$\bar{x}$			<b>138,58</b>			<b>142,82</b>			<b>143,6</b>

**Tablica 14.** Vrijednosti tvrdoće uzoraka dozrijevanih na 190°C nakon homogenizacije pri 525°C/1 h

Broj uzoraka	10			11			12		
Mjerenje:	d1	d2	HV	d1	d2	HV	d1	d2	HV
1	0,115	0,1152	139,9	0,112	0,1127	146,7	0,1108	0,1117	149,6
2	0,1138	0,1143	142,4	0,1113	0,1123	148,3	0,1121	0,111	148,8
3	0,1144	0,114	142,1	0,1134	0,1144	142,9	0,1129	0,1125	145,9
4	0,1131	0,1139	143,9	0,1145	0,1131	142,6	0,111	0,1119	149,1
5	0,1148	0,1127	143,1	0,1125	0,1123	146,2	0,1137	0,1117	145,9
$\bar{x}$			<b>142,28</b>			<b>145,34</b>			<b>147,86</b>

**Tablica 15.** Vrijednosti tvrdoće uzoraka koji nisu dozrijevani nakon homogenizacije pri 560°C/2 h

Broj uzorka	1			2			3		
Mjerenje:	d1	d2	HV	d1	d2	HV	d1	d2	HV
1	0,1098	0,1078	156,6	0,1174	0,1163	135,6	0,1162	0,1225	130
2	0,1064	0,1077	161,6	0,1154	0,1158	138,7	0,124	0,1201	124,3
3	0,1086	0,1089	156,6	0,1159	0,1162	137,5	0,1247	0,126	117,9
4	0,1088	0,1096	155,5	0,1154	0,116	138,5	0,1244	0,1253	118,8
5	0,1106	0,1087	154	0,1159	0,1178	135,6	0,1248	0,1238	120
$\bar{x}$			<b>156,86</b>			<b>137,18</b>			<b>122,2</b>

**Tablica 16.** Vrijednosti tvrdoće uzoraka dozrijevanih na 130°C nakon homogenizacije pri 560°C/2 h

Broj uzorka	4			5			6		
Mjerenje:	d1	d2	HV	d1	d2	HV	d1	d2	HV
1	0,1256	0,1219	120,9	0,1167	0,1221	130	0,128	0,1294	111,9
2	0,1234	0,1252	120	0,1219	0,1212	125,4	0,128	0,1292	111,2
3	0,1274	0,1259	115,5	0,1205	0,1201	128,1	0,1196	0,1252	123,7
4	0,1265	0,1264	115,8	0,1216	0,1187	128,3	0,1229	0,1225	123,1
5	0,1244	0,1269	117,3	0,12	0,124	124,5	0,1235	0,1265	118,6
$\bar{x}$			<b>117,9</b>			<b>127,26</b>			<b>117,7</b>

**Tablica 17.** Vrijednosti tvrdoće uzoraka dozrijevanih na 160°C nakon homogenizacije pri 560°C/2 h

Broj uzorka	7			8			9		
Mjerenje:	d1	d2	HV	d1	d2	HV	d1	d2	HV
1	0,1215	0,1234	123,5	0,1233	0,1189	126,4	0,1265	0,124	118,1
2	0,1239	0,1247	120	0,1225	0,1245	121,5	0,1203	0,1219	126,4
3	0,1242	0,1208	123,5	0,1208	0,1237	123,9	0,1208	0,1208	127
4	0,1217	0,1254	121,3	0,1218	0,1219	124,7	0,1219	0,1278	118,8
5	0,1237	0,1217	123,1	0,1242	0,1201	124,1	0,124	0,1239	120,6
$\bar{x}$			<b>122,28</b>			<b>124,12</b>			<b>122,18</b>

**Tablica 18.** Vrijednosti tvrdoće uzoraka dozrijevanih na 190°C nakon homogenizacije pri 560°C/2 h

Broj uzorka	10			11			12		
Mjerenje:	d1	d2	HV	d1	d2	HV	d1	d2	HV
1	0,1245	0,1263	117,9	0,123	0,1248	120,7	0,1277	0,1249	116,2
2	0,1225	0,123	122,9	0,1253	0,1278	115,6	0,1237	0,1251	119,8
3	0,1233	0,1212	123,9	0,126	0,1254	117,3	0,1235	0,1281	117,1
4	0,1239	0,1228	121,7	0,1282	0,1293	111,7	0,1245	0,123	120,9
5	0,1214	0,1206	126,6	0,1226	0,1219	123,9	0,1268	0,128	114,2
$\bar{x}$			<b>122,6</b>			<b>117,84</b>			<b>117,64</b>